

GROSSRÄUMIGE GPS/INS VERMESSUNG MITTELS VIRTUELLER REFERENZSTATIONEN

Vom Fachbereich Bauingenieurwesen und Geodäsie
der Technischen Universität Darmstadt zur
Erlangung des akademischen Grades eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte Dissertation von

Dipl. Ing. Adrian Kipka

aus
Cosel

Referent:	Prof. Dr.-Ing. MATTHIAS BECKER
Korreferent:	Prof. Dr.-Ing. ERWIN GROTEN
Korreferent:	Prof. Dr.-Ing. HARALD SCHLEMMER

Tag der Einreichung:	10.06.2005
Tag der mündlichen Prüfung:	06.12.2005

Darmstadt, im Mai 2005
D17

Zusammenfassung

Das Ziel der vorliegenden Arbeit besteht in der Entwicklung eines hybriden Meßsystems zur großräumigen und schnellen Vermessung von Autobahnen. Dabei wird den besonderen Anforderungen, welche hierbei auftreten, Rechnung getragen. Das entwickelte System ist hinsichtlich Genauigkeit und Verfügbarkeit der Trajektorienbestimmung sowie Kosteneffizienz, welche durch Einsatz von modernen GPS Empfängern sowie der Entwicklung neuer Module für die schnelle und zuverlässige Auflösung der Ambiguitäten erreicht wird, optimiert.

Die Entwicklung des Systems beinhaltet ebenfalls die Aktualisierung der benutzten Hardware. Dazu gehören die Schnittstellenkarte zur Kommunikation zwischen INS und Computer sowie die benutzten GPS Empfänger, welche durch moderne Geräte ersetzt werden. Die durch die Modernisierung der Hardware notwendige Analyse der Software-Module ergibt, daß die vorhandene Software-Architektur keine in vertretbarem Aufwand durchzuführenden Veränderungen möglich macht und führt zu einer kompletten Neuimplementierung der INS und GPS Module. Dabei wird besonderes Augenmerk auf eine streng strukturierte und objektorientierte Implementierung der Module geachtet, die eine rasche Anpassung an sich ändernde Gegebenheiten, wie neue oder zusätzliche Sensoren, erlaubt.

Zentraler Teil der Arbeit ist die Entwicklung eines modernen GPS Prozessors, welcher die Ambiguitäten schnell und zuverlässig auflöst. Als Basis der Ambiguitätenauflösung dient der **LAMBDA**-Algorithmus, welcher für die in dieser Arbeit im Fokus stehende kinematische Anwendung von GPS und INS modifiziert wird. Dies bedingt im speziellen Modifikationen am Originalansatz bezüglich der Anzahl der zu testenden Ambiguitäten sowie deren Validierung. Die im kinematischen Ansatz i.d.R. großen Suchräume und daraus folgend die erhebliche Anzahl der Mehrdeutigkeiten, erschweren hierbei die Fixierung der korrekten Ambiguitäten. Aus diesem Grund werden die gefunden Mehrdeutigkeiten mittels verschiedener, strenger Validierungsverfahren getestet.

Typischerweise wird der Einsatzradius der kinematischen GPS Prozessierung auf kurze Basislinien beschränkt, da mit steigendem Abstand zwischen Referenzstation und mobilem GPS Empfänger die entfernungsabhängigen Fehler dominieren und oftmals eine erfolgreiche Auflösung der Ambiguitäten nicht erlauben. Dies wirkt sich demnach in einer verminderten Positionsgüte aus und führt bei dem gewünschten großräumigen Einsatzbereich zu einer zwangsläufigen Stückelung der Trajektorie und damit zu einer geminderten Effizienz. Diese Mißstände werden dadurch kompensiert, daß der klassische Ansatz der Einzelbasislinienprozessierung aufgegeben wird und stattdessen auf Daten virtueller

Referenzstationen zurückgegriffen wird.

Der in dieser Arbeit verwirklichte Ansatz der sequentiellen Prozessierung multipler virtueller Referenzstation bietet hierbei die Möglichkeit den Einsatzbereich des hybriden Meßsystems auf großräumige Bereiche auszudehnen und die Stückelung der Trajektorien zu minimieren.

Die Wirksamkeit der verfolgten Ansätze wird mittels einer Testmessung, einer ca. 50 km langen Meßstrecke, belegt, welche komplett an einem Stück und gänzlich ohne physische Referenzstationen gemessen wird. Letztlich zeigt die Auswertung der Testmessung eindrucksvoll die Überlegenheit der kombinierten GPS/INS Messung gegenüber der Messung mittels Einzelsensoren, welche sich in wesentlich kürzeren Datenlücken in der GPS Positionierung mittels Phasenbeobachtungen und fixierter Mehrdeutigkeiten aufgrund von Signalabrissen, bedingt durch Brücken, Schilderbrücken o.ä., äußert.

Abstract

The purpose of the present work exists in the development of a hybrid measurement system for the quick survey of spacious highways. Besides, it takes into account the special requirements which appear for these operations. The developed system is optimised for accuracy and availability of the trajectory determination and cost efficiency which is obtained by the application of modern GPS receivers as well as the development of new modules for the quick and reliable resolution of the ambiguities.

The development of the system likewise contains the update of the used hardware. This includes the interface card for the communication between the INS and the computer as well as the used GPS receivers which are substituted by modern devices. Analysis of the current software architecture that became necessary because of the modernisation of the hardware reveals that it makes no sense to carry out changes on the present software modules. This leads to a completely new implementation of the INS and GPS software modules. Besides, special attention to a strictly structured and object oriented implementation is adhered to which makes it possible to react quickly to changing circumstances, like new or additional sensors.

A central part of the work is the development of a modern GPS processor which resolves the ambiguities fast and reliably. The basis for the ambiguity resolution is served by the **LAMBDA**-algorithm which in this work is modified to meet the special needs of this application which deals with combined INS and GPS processing. This causes modification of the original approach regarding the number of ambiguities which have to be tested and their validation. Dealing with kinematic GPS data usually means bigger search spaces and therefore a considerable number of ambiguities which complicates the resolution of the correct ambiguities. For that reason all ambiguities found are tested by means of different strict validation methods.

Typically the operational area for kinematic GPS application is limited to short baselines because with increasing distance between base station and mobile receiver GPS the distance dependent errors start to dominate and often do not permit a successful resolution of the ambiguities. Usually this leads to deteriorated position accuracy and efficiency because of the division of the trajectory into pieces in order to keep the distance dependent errors minimal. This drawback is compensated by the fact that the classical approach of the single baseline processing is abandoned, instead it will use data from virtual base stations.

The approach of the sequential processing of multiple virtual base stations achieved in this work

offers the possibility to expand the operational area of the hybrid measurement system to extended areas and to minimise the division of the trajectory into pieces.

The effectiveness of the developed system is proved by means of a test measurement system, an approximately 50 km long measuring test track, which is completely measured in a piece and entirely without using physical base stations. In the end, the evaluation of the test results shows impressively the superiority of the new combined GPS/INS measurement compared with measurements by means of single sensors. The combined method results in substantially shorter data gaps in the GPS positioning using phase observations with fixed ambiguities when there are signal blockages, for example by bridges or similar obstructions.

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	19
2. Grundlagen GPS	23
2.1. Originalbeobachtungen	24
2.2. Differentielles GPS	25
2.3. Linearkombinationen	27
2.3.1. L1/L2 Signal	28
2.3.2. Widelane	28
2.3.3. Narrowlane	29
2.3.4. Ionosphärenfreie Linearkombination	29
2.3.5. Ionosphärisches Signal	29
3. LAMBDA-Methode	31
3.1. Dekorrelation der Ambiguitäten	32
3.2. Größe des Suchraums	34
4. Erweiterung des klassischen Basislinienkonzeptes	37
4.1. Fehlerquellen	37
4.2. Vernetzung von Referenzstationen	39
4.3. Konzept der virtuellen Referenzstation	41
4.3.1. Restfehler in der VRS	43
5. Grundlagen inertialer Navigationssysteme	45
5.1. Kardanisch aufgehängte inertiale Navigationssysteme	46
5.2. Strapdown-Systeme	46
5.3. Prinzipien der Inertialnavigation	46
5.3.1. Spezifische Kräfte	46

6. GPS-INS Integration	53
6.1. Integrationsarten	55
6.1.1. Uncoupled Integration	55
6.1.2. Loose Integration	56
6.1.3. Tight Integration	56
6.1.4. Deep Integration	57
7. Hardwarekomponenten	59
7.1. RLG Strapdown INS	59
7.2. GPS Empfänger	60
7.2.1. Re-Akquisitionszeiten der Satellitensignale	60
7.2.2. Datenverarbeitung	62
7.3. Zeitliche und räumliche Zuordnung	63
7.3.1. Zeitsynchronisation	63
7.3.2. Räumliche Zuordnung	66
8. SIGNA	69
8.1. Kalman-Filter	69
8.2. Filterprozeß	70
8.2.1. Kalman-Filter Betriebsarten	71
9. SKinI	77
9.1. GPS Prozessor	77
9.1.1. Ambiguitätenauflösung	79
9.1.2. Ambiguitätenvalidierung	83
9.1.3. Direktes Festsetzen der Ambiguitäten bei bekannter Basislinie	87
9.2. GPS/INS Modus	89
9.2.1. Mehrdeutigkeitsauflösung mit Hilfe von INS Daten	89
9.2.2. Validierung der INS gestützten L_1 -Ambiguitätensuche	96
9.3. Prozessierung mittels virtueller Referenzstationen (VRS)	97
10. Analysen und Feldtests	99
10.1. Analysen	99
10.1.1. Bestimmung des Ablehnungskriteriums „L1-Norm Test der mittleren Fehler der Positionierung“	99
10.1.2. Bestimmung des Ablehnungskriteriums „L1-Norm der Residuen der Positionierung“	101
10.1.3. Konsistenzvergleich verschiedener VRS Basislinien	102

10.2. Feldtests	120
10.2.1. GPS Prozessor	120
10.2.2. GPS/INS Prozessor	131
11. Zusammenfassung und Ausblick	137
A. Koordinatensysteme	147
A.1. Inertial-System	148
A.2. Erdfestes, geozentrisches System	148
A.3. Navigations-System	149
A.4. Body-System	149

Abbildungsverzeichnis

3.1.	Zweidimensionales Beispiel eines Suchraums vor (links) und nach (rechts) der Dekorrelation durch die <i>Z-Transformation</i> . Die Float-Lösung wird durch das Plus-Zeichen angedeutet, wohingegen die Punkte potentielle Integerkombinationen repräsentieren.	33
4.1.	Verlauf der entfernungsabhängigen Fehler in Abhängigkeit der Distanz Referenz-Rover. .	38
4.2.	Referenzstationsnetzwerk ohne Vernetzung	40
4.3.	Konfiguration vernetzter Referenzstationen	40
4.4.	Modell zur Bestimmung der Korrekturen	42
4.5.	VRS in unmittelbarer Nähe des Rovers, generiert aus den umliegenden realen Referenzstationen	42
7.1.	Systemkomponenten	60
7.2.	PPS Signal	64
7.3.	Schaltung zur Manipulation des PPS-Signals	64
7.4.	Anordnung des Sensorträgers und der Festpunkte auf dem Dach des Trägerfahrzeugs . .	66
8.1.	Ablauf der Meßfahrt	71
8.2.	Visualisierung der Kalman-Filter Prozeßschleife	75
9.1.	Prinzipieller Ablauf des Suchverfahrens	81
9.2.	Prinzipieller Ablauf des Suchverfahrens mittels INS Informationen	90
9.3.	Bestimmung des Polynoms zur zeitabhängigen Modellierung des INS Genauigkeitsniveaus der Komponente in X-Richtung	92
9.4.	Bestimmung des Polynoms zur zeitabhängigen Modellierung des INS Genauigkeitsniveaus der Komponente in Y-Richtung	93
9.5.	Bestimmung des Polynoms zur zeitabhängigen Modellierung des INS Genauigkeitsniveaus der Komponente in Z-Richtung	94
10.1.	Positionsberechnung mit fixierten Ambiguitäten: L1-Norm der mittleren Fehler	99
10.2.	Positionierung mit fixierten Ambiguitäten: normierte L1-Norm der Residuen	101

10.3. Netzkonfiguration der Testtage 11.03.2005 und 13.03.2005	105
10.4. Differentieller ionosphärischer Einfluß für den 11.03.2004 14.00 h bis 18.00 h in Nord-Süd und Ost-West Richtung	108
10.5. Geometrische Korrekturen für den 11.03.2004 14.00 h bis 18.00 h in Nord-Süd und Ost- West Richtung	108
10.6. Vergleich VRS 10km Nord zu VRS 1km N	109
10.7. Differenzen VRS 10km N und VRS 10km S	109
10.8. Differenzen VRS 10km W und VRS 10km O	110
10.9. Differenzen VRS 10km N und VRS 10km NW	110
10.10. Differenzen VRS 5km S und VRS 5km W	111
10.11. Differenzen VRS 5km W und VRS 5km O	111
10.12. Differenzen VRS 1km N und VRS 1km S	112
10.13. Differenzen VRS 10km N und VRS 5km S	112
10.14. Differenzen VRS 10km W und VRS 5km O	113
10.15. Differenzen VRS 10km NO und VRS 5km SO	113
10.16. Differenzen VRS 10km N und VRS ZB	114
10.17. Differentieller ionosphärischer Einfluß für den 13.03.2004 08.00 h bis 12.00 h in Nord-Süd und Ost-West Richtung	116
10.18. Geometrische Korrekturen für den 13.03.2004 08.00 h bis 12.00 h in Nord-Süd und Ost- West Richtung	116
10.19. Differenzen VRS 10km N und VRS 10km S	117
10.20. Differenzen VRS 10km W und VRS 10km O	117
10.21. Differenzen VRS 1km N und VRS 1km S	118
10.22. Differenzen VRS 1km W und VRS 1km O	118
10.23. Differenzen VRS 10km N und ZB	119
10.24. Differenzen VRS 5km W und ZB	119
10.25. Differenzen VRS 10km N und VRS 5km W	120
10.26. Basislinie 7 km: Dreidimensionale Darstellung der Widelane-Lösung inklusive falscher Fi- xierungen	123
10.27. Basislinie 7 km: Dreidimensionale Darstellung der L_1 -Lösung inklusive falscher Fixierungen	123
10.28. Basislinie 7 km: Dreidimensionale Darstellung richtiger Widelane-Fixierungen	124
10.29. Basislinie 7 km: Dreidimensionale Darstellung richtiger L_1 -Fixierungen	124
10.30. Basislinie 7 km: Vergleich der L_1 - zur Widelane-Prozessierung	125
10.31. Basislinie 15 km: Dreidimensionale Darstellung der Widelane-Lösung inklusive falscher Fixierungen	128
10.32. Basislinie 15 km: Dreidimensionale Darstellung der L_1 -Lösung inklusive falscher Fixierungen	128
10.33. Basislinie 15 km: Dreidimensionale Darstellung richtiger Widelane-Fixierungen	129

10.34. Basislinie 15 km: Dreidimensionale Darstellung richtiger L_1 -Fixierungen	129
10.35. Basislinie 15 km: Vergleich der L_1 - zur Widelane-Prozessierung	130
10.36. INS Testfahrt von Darmstadt nach Hanau (ca. 50km)	132
10.37. Vergleich: Anzahl der nutzbaren Satellitensignale L_1 und L_5	134
10.38. Vergleich: Anzahl der nutzbaren Satellitensignale L_1 und L_5	134
11.1. Zeitabhängige Modellierung des Gewichtungsansatzes für die Vereinigung der INS und GPS Daten	142

Tabellenverzeichnis

2.1. Verschiedene Linearkombination der Phasenbeobachtungen Φ_1 und Φ_2	30
6.1. Eigenschaften inertialer Navigationssysteme	54
6.2. Eigenschaften GPS	54
7.1. Re-Akquisitionszeiten für Trimble 4000 SSi und Trimble 4700 nach vollständigem Signalabriß	61
8.1. In SIGNA implementierte Meßfahrtzustände	72
10.1. Ergebnisse Basislinienauswertungen vom 11.03.05	103
10.2. Ergebnisse Basislinienauswertungen vom 13.03.05	104
10.3. Lösungsstatistik: Basislinie 7 km bei epochenweiser Ambiguitätensuche	122
10.4. Lösungsstatistik: Basislinie 15 km bei epochenweiser Ambiguitätensuche	127
10.5. GPS/INS Testmessung mittels virtuellen Referenzstationen	131
A.1. Erforderliche Koordinatensysteme	147
A.2. Definition Inertial-System	148
A.3. Definition erdfestes, geozentrisches System	149
A.4. Definition Navigations-System	149
A.5. Definition Body-System	150

Abkürzungen

DCS	Differentielle Codelösung
DOD	Department of Defense (US-Verteidigungsministerium)
DOT	Department of Transportation (US-Verkehrsministerium)
FKP	Flächenkorrekturparameter
FOC	Full Operational Capability
GPS	Global Positioning System
IK	Integerkombination(en)
INS	Inertiales Navigationssystem
IRU	Inertial Reference Unit
LAMBDA	<i>Least-squares</i> AMB iguity <i>Decorrelation</i> A djustment
LK	Linearkombination
MGPS	Modernisiertes GPS
M.d.k.Q	Methode der kleinsten Quadrate
GNSS	Global Navigations Satellite System
RLG	Ring Laser Gyro (Laserkreisel)
RNSS	Radio Navigation Satellite Systeme
RTK	Real-Time Kinematic
SIGNA	S atellite and I nternal-Platform based G eodetic NA avigation System
SKinI	S atellite K inematic I nternal
VRS	Virtuelle Referenzstation
VLBI	Very Long Baseline Interferometry
WGS84	World Geodetic System
ZB	Zerobaseline

1. Einleitung

Satellitengestützte Positionierung und Navigationssysteme nehmen eine stetig wachsende Rolle in der heutigen Zeit ein. Dreidimensionale Wegführung in der Luftfahrt, Autonavigationssysteme und Schiffsnavigation in verengten Wasserwegen sind nur einige Beispiele für die Anwendung dieser Systeme. Um die für diese Anwendungsgebiete notwendigen Voraussetzungen zu erfüllen, sind satellitengestützte Systeme oftmals nicht ausreichend und müssen mit zusätzlichen Sensoren erweitert werden. Die Integration von inertialen Sensoren in bestehende satellitengestützte Systeme ist für diesen Zweck sehr gut geeignet und wurde erfolgreich in der Vergangenheit eingesetzt.

Am Institut für Physikalische Geodäsie der Technischen Universität Darmstadt (IPGD) wird seit nunmehr ca. 15 Jahren Forschung auf diesem Gebiet betrieben. Erwähnenswert für die Entwicklung kombinierter GPS/INS Systeme sind die Arbeiten von [Heinze 1996], [Söhne 1996] und [Mathes 1998], welche sich erfolgreich mit dem Thema der Koppelung von GPS und INS auseinander gesetzt haben, um die hohen Anforderungen hinsichtlich der kontinuierlichen Positionierungsgenauigkeit und Verfügbarkeit einer Trajektorie zu erfüllen, welche mit dem alleinigen Einsatz von GPS nicht erreicht werden können. Diese Arbeiten führten zu Systemen, welche geodätischen Ansprüchen genügen und in Fahr- und Flugzeugen erprobt wurden, wobei der Einsatz in Fahrzeugsystemen den Schwerpunkt der Forschungen darstellten.

Da die in den Arbeiten [Heinze 1996], [Söhne 1996] und [Mathes 1998] entwickelten Software-Pakete seitens der Software-Architektur keine in vertretbarem Aufwand durchzuführende Veränderungen möglich machten, wurde eine Neuentwicklung der Software zur Prozessierung von GPS und INS Daten erarbeitet. Beispielsweise wurde das Programm LINS (siehe [Heinze 1996]) im Rahmen der Forschungstätigkeit am IPGD in der Sprache C entwickelt und bietet nicht die Möglichkeiten einer gut strukturierten und objektorientierten Implementierung. Somit ist eine rasche Anpassung an andere Gegebenheiten, wie die Anpassung an ein anderes INS, nur schwer durchführbar. Weiterhin handelt es sich bei der in der LINS Software benutzten Hardware (Schnittstellenkarte für Dekodierung und Speicherung der INS-Daten) um eine ISA-Karte, die speziell für das IPGD gefertigt wurde und somit kein Standardprodukt mit entsprechender Unterstützung darstellt. Aufgrund der individuellen Hardware war die Software LINS nur unter MS-DOS als Konsolenanwendung einsetzbar. Dies bedeutete für die Hardware-Architektur ebenfalls keine Möglichkeiten der Aktualisierung und machte eine Aufgabe der DOS-basierten Hardware-Behandlung unumgänglich, um die Applikation auch im Umfeld aktueller und zukünftiger Betriebssysteme verfügbar zu machen. Aus diesen Gründen wurde entschieden, eine

völlig neue, offene Implementation mit den Möglichkeiten der schnellen Anpassung von Hard- und Software zu entwickeln. Somit stellt die im Rahmen dieser Arbeit geschaffene Software (**SIGNA**¹ und **SKinI**²) eine streng strukturierte und klassenorientierte Basis dar, die das Einbringen neuer Entwicklungen, wie der Einsatz von Kamerasystemen und Verwendung zusätzlicher Sensoren, erleichtert.

Die Schwerpunkte dieser Arbeit liegen zum einen in der Kombination von INS und GPS Daten und zum anderen in der Entwicklung von Modulen zur schnellen Ambiguitätenauflösung inklusive der Ambiguitätenvalidierung, welche hinsichtlich der hochgenauen GPS Vermessung obligatorisch sind. Besonders im Fall eines Meßsystems zur großräumigen Vermessung von Autobahnen ist die Zeit, welche für die Mehrdeutigkeitsauflösung vonnöten ist, ein sehr wichtiger Aspekt. Das gewünschte Genauigkeitsniveau der zu vermessenden Trajektorie ist nur mit Hilfe von Phasenpositionen erreichbar. Dies entspricht der Minimierung des Anteils von Code-Positionen an der Gesamttrajektorie. Aus diesem Grund wurden die am Institut vorhandenen GPS Algorithmen durchgreifend überarbeitet und in großem Maße neu entwickelt, um einen modernen GPS Prozessor für zukünftige Entwicklungen bereitzustellen, welcher die Mehrdeutigkeiten schnell und zuverlässig auflöst. Gleichermäßen wurde der Entwicklung von vernetzten Referenzstationen Rechnung getragen und dieses Konzept in die vorliegende Arbeit eingefügt. Der Weggang vom klassischen Ansatz einer Einzelbasislinie zum Konzept vernetzter Referenzstationen führt zu einer deutlichen Steigerung der Effektivität und Minimierung des Arbeitsaufwands, was sich hinsichtlich der Kosten positiv auswirkt. Schließlich wurde auf die besonderen Anforderungen Rücksicht genommen, welche für ein kinematisches System zur großräumigen Vermessung von Bundesautobahnen notwendig sind. Diese sind im wesentlichen:

- Einsatz von Satellitenempfängern mit kurzen Zeiten für die Re-Akquise von Satellitensignalen nach einem Signalabriß
- Einsatz von Algorithmen zur schnellen Ambiguitätenbestimmung aufgrund der für Satellitenanwendungen problematischen Umgebung, welche bedingt durch Brücken oder Schilderbrücken zu zahlreichen Signalabrissen und eine für die hochgenaue Positionierung unvorteilhafte Satellitengeometrie führen kann.
- Kontinuierliche Bestimmung von Koordinaten entlang der Meßstrecke, d.h. auch unter Brücken und in Bereichen, welche bedingt durch Signalabschattungen nur mit einer ungenügenden Anzahl von Satelliten abgedeckt werden können.
- Bestimmung einer hochauflösenden Trajektorie.
- Möglichst geringe Beeinträchtigung des fließenden Verkehrs während der Vermessung eines Autobahnstücks. Dies wird durch die Aufrechterhaltung der Geschwindigkeit von mindestens 60 km/h und den Verzicht auf Stops erreicht.

¹Satellite and **I**nertial-Platform based **G**eodetic **N**avigation System

²Satellite **K**inematic **I**nertial

-
- Ausdehnung des Aktionsradius des Systems, um eine Stückelung der Meßfahrten und damit verbunden den Mehraufwand der Nachbearbeitung zu minimieren.

Die vorliegende Arbeit gliedert sich in elf Kapitel. In Kapitel 2 wird ein Überblick über die Originalbeobachtungen bei GPS, differentielle Konzepte sowie Linearkombinationen gegeben, welche aus den Originalfrequenzen L_1 und L_2 gebildet werden können. Kapitel 3 beinhaltet die Beschreibung der **LAMBDA**-Methode, welche als Basis für das entwickelte Verfahren zur Auflösung der Ambiguitäten dient. Die Erweiterung des klassischen Basislinienkonzeptes mittels virtuellen Referenzstationen sowie die Vorteile, die sich daraus ergeben, werden in Kapitel 4 behandelt. Die Grundlagen inertialer Navigationssysteme, welche die Prinzipien der Inertialnavigation beinhalten, werden in Kapitel 5 erörtert. Aufbauend auf den theoretischen Grundlagen der Kapitel 2 und 5 werden in Kapitel 6 die Möglichkeiten dargelegt, wie eine Integration von GPS und INS in ein hybrides System durchgeführt werden kann und welche Vor- und Nachteile daraus entstehen können.

Die Beschreibung der benutzten Hardware, welche dem in dieser Arbeit entwickelten hybriden System zugrunde liegt, erfolgt in Kapitel 7. Besonderes Augenmerk wird dabei auf die Eigenschaften von GPS Empfängern bezüglich der Re-Akquisitionszeiten gelegt. Zudem wird detailliert auf die für die Integration äußerst wichtige räumliche und zeitliche Synchronisation eingegangen. Basierend auf den in Kapitel 7 dargelegten Informationen zu den Hardware-Komponenten, behandelt Kapitel 8 die Beschreibung des Filterprozesses der INS Auswertung. Kapitel 9 stellt den Schwerpunkt dieser Arbeit dar und behandelt ausführlich die Ambiguitätenauflösung des im Rahmen dieser Arbeit entwickelten GPS Prozessors. Besondere Aufmerksamkeit wird auf die Validierung der gefundenen Integerkombinationen gelegt. Ebenfalls wird die Möglichkeit des direkten Festsetzens von Mehrdeutigkeiten ohne Mehrdeutigkeitssuche erörtert. Weiterhin beinhaltet dieses Kapitel die Beschreibung der Vereinigung von GPS und INS Daten zur beschleunigten Ambiguitätenauflösung. Schließlich wird die sequentielle Prozessierung mehrerer virtueller Referenzstationen sowie die Implementierung in die entwickelte Software erklärt. Kapitel 10 beschäftigt sich mit Analysen, Feldtests und den darin enthaltenen Ableitungen für Validierungsroutinen. Außerdem werden grundsätzliche Untersuchungen zur Positionierung mit virtuellen Referenzstationen sowie exemplarisch Testmessungen aufgeführt, um die Leistungsfähigkeit der entwickelten Software einerseits im ausschließlichen GPS Modus und andererseits im GPS/INS Modus zu belegen.

Das letzte Kapitel widmet sich der Zusammenfassung der in der Arbeit entwickelten Algorithmen und gibt einen Ausblick sowie Empfehlungen für zukünftige Entwicklungen.

2. Grundlagen GPS

Das weltumspannende Satellitennavigationssystem GPS wurde entwickelt, um das in den 60er Jahren entwickelte System TRANSIT zu ersetzen. Im Gegensatz zu TRANSIT kann dem GPS eine rasante und in vielen Bereichen revolutionierende Entwicklung bescheinigt werden. Dies läßt sich leicht aus den Nutzerzahlen und Bereichen ableiten, in die das Satellitennavigationssystem vorgedrungen ist. War es anfänglich nur für Wissenschaftler und militärische Belange von Interesse, so hat sich dieses Bild grundlegend verändert. Der oben genannte Kreis von Personen ist inzwischen in den Hintergrund getreten und andere Nutzerkreise, wie z.B. Autofahrer, Freizeitsportler, Landwirtschaft, Forstwirtschaft, Energiewirtschaft, Reedereien, Segler, Luftverkehr, Vermessung etc. sorgen dafür, daß die GPS Technologie zum Massenmarkt geworden ist. Dabei kann das Anwendungsspektrum von GPS als nahezu unbegrenzt angesehen werden. Bedingt durch stetige Verbesserungen der Hard- und Software sowie sinkende Preise für GPS Empfänger werden immer neue Anwendungsfelder und demnach auch neue Nutzergruppen geschaffen.

Die GPS Entwicklungsphasen lassen sich grob in folgende Zeitbereiche einteilen. Anfang der 80er Jahre wurden die ersten Versuche mit GPS gestartet. Diese Versuche behandelten hauptsächlich die differentielle Positionierung mittels statischen Beobachtungen. Dies bedeutete vor allem sehr lange Beobachtungszeiten (über mehrere Stunden hinweg) und demnach eine sehr niedrige Produktivität. Hauptziel war damals, ein hohes Genauigkeitsmaß für lokale, regionale und globale GPS Netze für geodätische und geodynamische Zwecke sowie Punktverdichtungen zu realisieren [IPGD 1990]. Ab ca. 1990 wurden effiziente Ansätze geschaffen, um eine Verkürzung der Beobachtungszeit bei gleichem Genauigkeitsniveau zu erreichen. Diese Methoden basieren auf Algorithmen zur Ambiguitätenauflösung vor allem im Nahbereich, wie z. B. der FARA Algorithmus [Frei und Beutler 1990]. Weiterhin ist der Ausbau des Raumsegmentes anzuführen, welcher ebenfalls einen großen Anteil an der Erhöhung der Effektivität des GPS Systems hatte. Erst 1995 wurde das Satellitennavigationssystem GPS als vollständig einsatzbereit deklariert (FOC = Full Operation Capability). Mitte der Neunziger Jahre begann auch die Entwicklung verschiedener sog. *On-The-Fly* Algorithmen, welche die Auflösung der Ambiguitäten auch in der Bewegung erlauben. Ansätze hierzu wurden von [Abidin 1993], [Euler und Landau 1992], [Mathes und Gianniou 1994] und anderen entwickelt.

Auf den größer werdenden Druck, den die Planungen zu einem europäischen Satellitensystem (Galileo) hervorgerufen haben, hob die Clinton-Regierung im Mai 2000 die künstliche Verschlechterung des zivilen GPS Signals (SA) auf. Standard-Precision GPS (SPS) kann seit diesem Zeitpunkt mit einer

Genauigkeit von 10 - 25 m genutzt werden.

2.1. Originalbeobachtungen

Um die Meßgrößen zu erläutern, welche in den weiteren Kapiteln verwendet werden, erfolgt eine knappe Herleitungen dieser, basierend auf den Ausführungen in [Hofmann-Wellenhof u. a. 1997] und [Leick 1995].

Die wesentlichen Meßgrößen geodätischer Empfänger sind die Code-Pseudostrecken und die Trägerphasen, die im Fall von Zweifrequenzempfängern auf beiden verfügbaren Signalen L_1 und L_2 gemessen werden. Die grundlegenden Beobachtungsgleichungen für Code (P_i) und Phase (Φ_i) lauten:

$$P_i = \rho_i + d\rho + c(dt - dT) + d_{ion_i} + d_{trop} + \epsilon_{MP_i} + \epsilon_{P_i} \quad (2.1)$$

$$\Phi_i = \rho_i + d\rho + c(dt - dT) - d_{ion_i} + d_{trop} + \epsilon_{MP\Phi_i} + \epsilon_{\Phi_i} + \lambda_i N_i \quad (2.2)$$

mit

P_i	Code-Beobachtung [m]
ρ_i	geometrische Entfernung zwischen Empfänger und Satellit [m]
$d\rho$	Orbitfehler [m]
c	Lichtgeschwindigkeit [m/s] gemäß [GPS Interface Control Document 2000]
dt	Satellitenuhrenfehler [sec]
dT	Empfängeruhrenfehler [sec]
d_{ion_i}	Laufzeitverzögerung wegen ionosphärischer Refraktion [m]
d_{trop}	Laufzeitverzögerung wegen troposphärischer Refraktion [m]
ϵ_{MP_i}	Code-Multipath Fehler [m]
ϵ_{P_i}	Empfängerrauschen der Code-Messung [m]
Φ_i	Trägerphasenmessung [m]
$\epsilon_{MP\Phi_i}$	Trägerphasen-Multipath Fehler [m]
ϵ_{Φ_i}	Empfängerrauschen der Phasen-Messung [m]
λ_i	Wellenlänge des GPS Trägerphasensignals [m]
N_i	ganzzahlige Ambiguität [cyc]
i	Signal L_1 oder L_2

Der Einfluß der Ionosphäre in Formel (2.1) hat die gleiche Größe wie in Formel (2.2). Allerdings wird dieser mit umgekehrten Vorzeichen angebracht. Ein weiterer augenscheinlicher Unterschied in der Formel (2.2) ist der Term für die Ambiguität N_i , welcher aus der Mehrdeutigkeit der GPS Phasenmessung resultiert. Zu Beginn einer Messung kann der Empfänger nur die Phase des letzten Wellenzyklus messen. Die Anzahl der Wellenlängen, ausgehend vom Phasenzentrum der Satellitenantenne zum Antennenphasenzentrum der Empfangsantenne, bleibt im Fall von statischen Beobachtungen während der Messung unbekannt und wird als Ambiguität oder Phasenmehrdeutigkeit bezeichnet. Die Ambiguität bleibt im Fall einer kontinuierlichen Verfolgung des Satellitensignals (engl. satellite tracking) konstant. Ist es während der Verfolgung des Satellitensignals, bedingt durch einen Signalabriß, Abschattungen, Störfrequenzen oder Multipath, zu einem Phasensprung gekommen, wird die Ambiguität um einen unbekannten ganzzahligen Wert verfälscht und muß neu geschätzt werden.

2.2. Differentielles GPS

Abhängig von der Empfängertechnologie variiert die Meßgenauigkeit des Codes im Bereich von einigen Dezimetern bis mehrere Meter mit einem generell starken Rauschanteil. Demgegenüber steht die Phasenmessung mit einer Genauigkeit von einigen Millimetern. Das Ausnutzen dieser Genauigkeit ist aber erst nach dem erfolgreichen Fixieren der Ambiguitäten möglich und nicht mittels eines Einzelempfängers durchführbar, da große Unsicherheiten, vor allem bei der Schätzung des Uhrenfehlers sowie durch den Einfluß der refraktierenden Medien (Ionosphäre und Troposphäre), eine Fixierung der Mehrdeutigkeiten nicht zulassen. Allerdings gibt es in dieser Hinsicht einige vielversprechende Ergebnisse aktueller Forschung [Beran u. a. 2002], die mittels eines geodätischen Empfängers, präzisen Ephemeriden und Uhrinformationen, Positionsgenauigkeiten von einigen Dezimetern erreichen. Dennoch dürfen diese Ergebnisse nicht allzu optimistisch gesehen werden, da bei der Echtzeitpositionierung nicht auf die notwendigen präzisen Ephemeriden und Uhrinformationen zurückgegriffen werden kann.

Um eine höhere Genauigkeit zu erlangen, wird stattdessen die differentielle Methode benutzt. Mit Hilfe von präzisen Koordinaten einer Referenzstation wird der Raumvektor zwischen der Referenz und dem Rover bestimmt. Der Großteil der Fehlereinflüsse von GPS, die auf beiden Stationen auftreten, sind stark räumlich korreliert. Diese Korrelationen werden bei der Modellbildung des Differentiellen GPS ausgenutzt, so daß der Hauptteil der korrelierten Komponenten bei der Differenzbildung eliminiert werden kann. Dies gilt allerdings strenggenommen nur im Fall von Stationen deren Abstand „gering“ ist, was unter der Voraussetzung ruhiger atmosphärischer Gegebenheiten in aller Regel für Stationsabstände von ca. 10-15 km gültig ist.

Unter anderem sind folgende Differenzbildungen üblich:

<i>Single Differences</i>	Δ	Basis am Boden
<i>Double Differences</i>	$\nabla\Delta$	Empfänger-Satellit Doppel-Differenz
<i>Triple Differences</i>	$\delta\nabla\Delta$	Epochendifferenz

Die Beobachtungsgleichungen für *Single Differences* zwischen einer Referenzstation und einem Rover zum gleichen Satellit i entsprechen:

$$\Delta\Phi^i = \Phi_{Rover}^i - \Phi_{Referenz}^i \quad (2.3)$$

$$\Delta\Phi^i = \Delta\rho^i + \Delta d\rho^i + c\Delta dT - \Delta d_{ion}^i + \Delta d_{trop}^i + \Delta\epsilon_{MP\Phi}^i + \Delta\epsilon_{\Phi}^i + \lambda\Delta N^i \quad (2.4)$$

Durch das einmalige Differenzieren wird der Satellitenuhrenfehler eliminiert, da er in beiden Gleichungen Φ_{Rover}^i und $\Phi_{Referenz}^i$ vorhanden ist. Weiterhin sind die räumlich korrelierten Ausbreitungsfehler nur noch differentielle Größen, deren Hauptanteile ebenfalls eliminiert werden.

Ein Nachteil dieser Methode ist darin zu sehen, daß in der Differenzgleichung (2.4) der Empfängeruhrenfehler bestehen bleibt. Dies ist auch ein Grund für die seltene Verwendung der Methode der *Single Differences*, außer z.B. in Anwendungen, in denen verschiedene GPS Receiver von einer gemeinsamen externen Uhr versorgt werden können, wie es in einigen Lageregelungssystemen¹ der Fall ist [Keong 1999]. Für die meisten Anwendungen in der geodätischen Praxis ist dieser Ansatz allerdings schwer implementierbar, da beispielsweise eine gemeinsame, externe Uhr einen großen Abstand zwischen Rover und Referenzstation nicht zuläßt. Alle anderen Größen in der Differenzgleichung (2.4) werden i.d.R. vorab bestimmt, modelliert oder vernachlässigt (z.B. Multipath $\Delta\epsilon_{MP\Phi}$).

Die wohl populärste Methode um GPS Beobachtungen zu prozessieren, basiert auf dem Modell der *Double Differences* ($\nabla\Delta$ -Operator).

Diese ist ebenfalls in der vorliegenden Arbeit implementiert. *Double Differences* werden durch die Differenzbildung zweier *Single Differences* eines Rover-Referenzpaares und zweier Satelliten (i, j) gebildet:

$$\nabla\Delta\Phi = \Delta\Phi^i - \Delta\Phi^j = (\Phi_{Rover}^i - \Phi_{Referenz}^i) - (\Phi_{Rover}^j - \Phi_{Referenz}^j) \quad (2.5)$$

Auf die Herleitungen mittels der einfacheren Code-Gleichung (2.1) wird verzichtet. Stattdessen werden die weiteren Ausführungen mit der Phasengleichung (2.2) aufgebaut. Nach Umformulieren von Gleichung (2.5) folgt:

$$\nabla\Delta\Phi_{L_i} = \nabla\Delta\rho_{L_i} + \nabla\Delta d\rho - \nabla\Delta d_{ion_{L_i}} + \nabla\Delta d_{trop} + \nabla\Delta\epsilon_{MP\Phi_{L_i}} + \nabla\Delta\epsilon_{\phi_{L_i}} + \lambda_{L_i}\nabla\Delta N_{L_i} \quad (2.6)$$

¹GPS Multiantennensysteme zur Bestimmung der räumlichen Orientierung eines Flugzeugs.

Die verschiedenen Empfangskanäle eines GPS Empfängers werden meist von einer gemeinsamen internen Uhr gesteuert, weshalb der Uhrenfehler verschiedener Kanäle als gleich angesehen und mittels Differenzbildung zwischen zwei Satelliten eliminiert werden kann. Als Folge davon hat sich der Ansatz der *Double Differences* als sehr populär beim Einsatz der präzisen relativen Positionierung herausgestellt.

Eine weitere Möglichkeit der Differenzbildung besteht in der Dreifachdifferenz. *Triple Differences* stellen die zeitlichen Differenzen zweier *Double Differences* mit denselben beteiligten Stationen und Satelliten zu zwei Zeitpunkten t_1 und t_2 dar. Folglich wird zusätzlich das Zeitargument in die Gleichung eingeführt:

$$\delta\nabla\Delta\Phi_{L_i}(t_1, t_2) = \nabla\Delta\Phi_{L_i}(t_2) - \nabla\Delta\Phi_{L_i}(t_1) \quad (2.7)$$

$$\begin{aligned} \delta\nabla\Delta\Phi_{L_i}(t_1, t_2) = & \delta\nabla\Delta\rho_{L_i}(t_1, t_2) + \delta\nabla\Delta d\rho(t_1, t_2) - \delta\nabla\Delta d_{ion_{L_i}}(t_1, t_2) + \\ & \delta\nabla\Delta d_{trop}(t_1, t_2) + \delta\nabla\Delta\epsilon_{m\Phi_{L_i}}(t_1, t_2) + \delta\nabla\Delta\epsilon_{\phi_{L_i}}(t_1, t_2) \end{aligned} \quad (2.8)$$

Als Besonderheit der *Triple Differences* fällt auf, daß der Ambiguitätenterm aus der Gleichung herausgefallen ist. Dies gilt allerdings nur unter der Voraussetzung, daß keine Phasensprünge zwischen den Zeitpunkten t_1 und t_2 aufgetreten sind. Weiterhin können bei kleinen Meßraten auch die atmosphärischen Resteffekte vernachlässigt² werden. Daraus folgt, daß prinzipiell eine Positionierung ohne Kenntnis der Ambiguitäten möglich ist. Allerdings ist die Stabilität der Lösung im geometrischen Sinne wesentlich schlechter als die der doppelt differenzierten Lösung mit fixierten Ambiguitäten [Leinen 1997]. Deshalb werden die *Triple Differences* hauptsächlich zur Schätzung der Größe von Phasensprüngen eingesetzt.

2.3. Linearkombinationen

Das zweite Signal (L_2 -Signal) des GPS Systems war ursprünglich vorgesehen, um in Kombination mit dem L_1 -Signal die ionosphärische Laufzeitverzögerung zu erfassen und so die Positionierung zu verbessern. Allerdings wurde früh erkannt, daß durch die Verwendung spezieller Linearkombinationen von L_1 - und L_2 -Signalen einige interessante und teilweise hilfreiche Eigenschaften des zusammengesetzten Signals entstehen. Beispielsweise können die Eigenschaften der kombinierten Trägerphasen in der Form genutzt werden, um den Einfluß der ionosphärischen Refraktion zu reduzieren. Die grundlegende Vorschrift zur Bildung der Linearkombinationen lautet:

$$\Phi_{LK} = \alpha_1\Phi_{L_1} + \alpha_2\Phi_{L_2} \quad (2.9)$$

²Dies gilt nicht beim Auftreten ionosphärischer Störungen, unter dem Einfluß von ionosphärischer Szintillation, Durchgang des Maximums des Sonnenzyklus etc. [Wanninger 1993b, Wanninger 1993a]

mit

Φ_1 L_1 -Phasenbeobachtung [cyc]

Φ_2 L_2 -Phasenbeobachtung [cyc]

Nach [Wübbena 1991] können analog dazu die Frequenz, die Wellenlänge sowie die Ambiguitäten des gebildeten Signals beschrieben werden:

$$f_{LK} = \alpha_1 f_{L_1} + \alpha_2 f_{L_2} \quad (2.10)$$

$$\lambda_{LK} = \frac{c}{f_{LK}} \quad (2.11)$$

$$N_{LK} = \alpha_1 N_{L_1} + \alpha_2 N_{L_2} \quad (2.12)$$

Sind die gewählten Koeffizienten α_1 und α_2 ganzzahlig, so ist die Ambiguität der generierten Linearkombination ebenfalls ganzzahlig. Um die Frage zu klären, wie groß der zu erwartende Fehler des generierten Signals ist, wird das Varianzfortpflanzungsgesetz auf (2.9) angewendet. Unter der Annahme gleicher Standardabweichungen der beiden Originalphasen $\sigma_{L_1} = \sigma_{L_2} = \sigma_0$ führt dies zu:

$$\sigma_{LK} = \lambda_{LK[m]} \sigma_{LK[cyc]} = \lambda_{LK[m]} \sqrt{\alpha_1^2 + \alpha_2^2} \sigma_{0[cyc]} \quad (2.13)$$

2.3.1. L1/L2 Signal

Im trivialen Fall für $\alpha_1 = 1$ und $\alpha_2 = 0$, bzw. $\alpha_1 = 0$ und $\alpha_2 = 1$ stehen als Linearkombination die Originalbeobachtungen der Signale L_1 bzw. L_2 mit den dazugehörigen Ambiguitäten N_1 bzw. N_2 zur Verfügung.

2.3.2. Widelane

Eine sehr oft benutzte Linearkombination ist die Widelane-Beobachtung (L_5). Werden für die Parameter α_1 und α_2 die Werte 1 und -1 gewählt, so führt das zu einer Subtraktion der Signale. Das Ergebnis ist das Differenzsignal mit einer Frequenz $f_{LK} = 1575.42 \text{ MHz} - 1227.70 \text{ MHz} = 347.42 \text{ MHz}$. Dies entspricht einer Wellenlänge von ca. 0.86 m. Als Folge der ca. vierfachen Wellenlänge der Widelane-Linearkombination gegenüber den ursprünglichen Signalen L_1 und L_2 wird die Ambiguitätensuche erleichtert, da der Abstand zwischen den potentiellen Kandidaten vergrößert wird. Allerdings erhöht sich das Meßrauschen. Aus der Varianzfortpflanzung ist ersichtlich, daß das Meßrauschen um den Faktor $\sqrt{2} \cdot \lambda_{L_5}$ erhöht wird und somit auf die ca. sechsfache Größe der L_1 -Originalphase kommt (siehe Tab. 2.1). Im Rahmen dieser Arbeit wird die L_5 -Linearkombination für

die L_1 -Ambiguitätsuche sowie als alternative Methode für die L_1 -Positionierung benutzt.

2.3.3. Narrowlane

Wird für die Koeffizienten α_1 und α_2 jeweils der Wert 1 gesetzt, so führt das effektiv zu einer Addition der Originalphasen. Die resultierende Wellenlänge ist dabei $\lambda_{NL} = 10.7$ cm, was diese Linearkombination für die Ambiguitätsuche im Fall von kinematischen Messungen ungeeignet erscheinen läßt. Allerdings nimmt das Meßrauschen für dieses Signal den kleinsten Betrag an.

2.3.4. Ionosphärenfreie Linearkombination

Eine etwas kompliziertere Linearkombination ist die ionosphärenfreie Linearkombination L_c . Die Besonderheit der L_c -Linearkombination ist, daß der Faktor α_2 in Gleichung (2.15) nicht mehr ganzzahlig ist. Darin ist aber auch der Nachteil dieser Linearkombination zu sehen, da deren Ambiguitäten keine ganze Zahlen mehr sind. Sie können deshalb in der Auswertung nur als reelle Zahlen geschätzt werden. Alternativ kann eine vorab erfolgte Schätzung der Originalambiguitäten N_1 und N_2 sowie anschließender Positionsbestimmung mittels ionosphärenfreier Linearkombination und den festgesetzten Originalambiguitäten durchgeführt werden. Dies ist von Vorteil, da damit eine Eliminierung des ionosphärischen Effekts erster Ordnung erreicht werden kann.

$$\alpha_1 = 1 \tag{2.14}$$

$$\alpha_2 = -\frac{f_{L_2}}{f_{L_1}} \tag{2.15}$$

$$\Phi_{L_c} = \Phi_{L_1} - \frac{f_{L_2}}{f_{L_1}} \Phi_{L_2} \tag{2.16}$$

2.3.5. Ionosphärisches Signal

Wählt man im Gegensatz zur L_c -Linearkombination den Wert $-\frac{f_{L_1}}{f_{L_2}}$ für α_2 , so erhält man eine weitere besondere Linearkombination. Die resultierende Linearkombination enthält nur noch die frequenzabhängigen Terme sowie die Ambiguitäten und wird als ionosphärisches Signal oder auch als geometriefreie Linearkombination bezeichnet. Diese Linearkombination ist die optimale Observable zur Schätzung des TEC und somit zur Modellierung der Ionosphäre [Leinen 1997]. Das ionosphärische Residuum besitzt, außer der Skalierung in L_1 -Wellenlängen, die gleichen Eigenschaften wie das ionosphärische Signal. Es ändert sich im Laufe der Zeit nur durch die zeitlichen Änderungen der ionosphärischen Refraktion. Im Fall eines Phasensprungs in einer oder beiden Trägerphasen kann dieser direkt anhand des ionosphärischen Residuums aufgedeckt werden, da sich der Wert des ionosphärischen Residuums ebenfalls sprunghaft ändern würde [Leinen 1997]. Im Rahmen dieser Arbeit wird das ionosphärische

Residuum genutzt, um Phasensprünge aufzudecken.

$$\alpha_1 = 1 \quad (2.17)$$

$$\alpha_2 = -\frac{f_{L_1}}{f_{L_2}} \quad (2.18)$$

$$\Phi_{L_{IR}} = \Phi_{L_1} - \frac{f_{L_1}}{f_{L_2}} \Phi_{L_2} \quad (2.19)$$

Eine Zusammenstellung gebräuchlicher Linearkombinationen sowie deren Eigenschaften findet sich in Tabelle (2.1). Weitere Informationen und umfassendere Darstellungen über die prinzipiell unendliche Zahl möglicher Linearkombination wird in [Wübbena 1991] ausführlich behandelt. Des weiteren können Darstellungen zu Originalbeobachtungen, Differenzbildung und Linearkombinationen in [Leick 1995], [Hofmann-Wellenhof u. a. 1997], [Seeber 1989] und [Bauer 1997] nachgeschlagen werden.

Beobachtung	Notation	α_1	α_2	$\lambda_{\alpha_1\alpha_2}[\text{cm}]$	$\sigma[\text{mm}]$	V_{iono}
ganzzahlige Koeffizienten						
L_1 -Phase	Φ_1	1	0	19.0	1.9	0.779
L_2 -Phase	Φ_2	0	1	24.4	2.4	1.283
Widelane-LK	Φ_{WL}	1	-1	86.2	12.1	-1.000
Narrowlane-LK	Φ_{NL}	1	1	10.7	1.5	1.000
nicht ganzzahlige Koeffizienten						
Ionosphärenfreie LK	Φ_{if}	1	$-\frac{\lambda_1}{\lambda_2}$	48.5	6.1	0.000
Ionosphärisches Residuum	Φ_{ir}	1	$-\frac{\lambda_2}{\lambda_1}$	-	-	-

Tabelle 2.1.: Verschiedene Linearkombination der Phasenbeobachtungen Φ_1 und Φ_2

3. LAMBDA-Methode

Das Bestimmen der ganzzahligen Mehrdeutigkeiten, welche für die hochgenaue Positionierung mittels GPS essentiell ist, stellt eine nicht triviale Aufgabe dar. Dies liegt hauptsächlich in den hohen Korrelationen begründet, die in den Parametern (Ambiguitäten) des Minimierungsproblems (3.1) auftreten.

$$(\hat{a} - a)^T Q_{\hat{a}}^{-1} (\hat{a} - a) \stackrel{!}{=} \min \quad (3.1)$$

mit

\hat{a}	Float-Ambiguitäten
a	potentielle Kandidaten
$Q_{\hat{a}}$	Varianz-Kovarianzmatrix der Float-Ambiguitäten

In [Teunissen 1995] wird eine hocheffiziente Methode (**LAMBDA**¹) zum Auflösen des Mehrdeutigkeitsproblems geschildert. Dabei wird die Integer-Eigenschaft der Ambiguitäten ausgenutzt, um das ursprüngliche Ausgleichungsproblem umzuformen. Diese Methode basiert auf der Optimierung des Ausgleichungsproblems (3.1) durch das Ausnutzen der Integer-Eigenschaften der Mehrdeutigkeiten und entspricht dem Lösen eines kleinsten Quadrate Problems, welches in [Teunissen 1993] als *Integer least-squares* bezeichnet wird.

Den Ausführungen in [Teunissen 1993] folgend und unter Beachtung der Ganzzahligkeit der Ambiguitäten wird das Problem (3.1) zu

$$(\hat{a} - z)^T Q_{\hat{a}}^{-1} (\hat{a} - z) \stackrel{!}{=} \min, \quad \text{mit } z \in Z \quad (3.2)$$

entspricht

$$\check{a}_{LS} = \arg \min_{z \in Z^n} \|\hat{a} - z\|_{Q_{\hat{a}}}^2 \quad (3.3)$$

umformuliert, wobei $\check{a}_{LS} \in Z^n$ die fixierten *integer least-squares*-Ambiguitäten beschreibt.

¹Die Abkürzung LAMBDA steht für **L**east Squares **A**MBiguity **D**ecorrelation **A**djustment

Die Lösung dieses Problems wird durch eine Integer-Suche innerhalb eines Suchraums gebildet, welcher durch

$$\Omega_a = \{a \in Z^n \mid (\hat{a} - a)^T Q_{\hat{a}}^{-1} (\hat{a} - a) \leq \lambda^2\} \quad (3.4)$$

definiert wird. Die Größe des Suchraums wird dabei durch das Wählen eines geeigneten Wertes für die positive Konstante λ^2 geregelt.

Der Suchraum entspricht einem n -dimensionalen Ellipsoid, welches um die Float-Lösung \hat{a} zentriert wird. Die Form des Suchbereichs wird durch die Varianz-Kovarianzmatrix $Q_{\hat{a}}$ und das Volumen² durch λ^2 gesteuert. Liegen Daten einer einzelnen Epoche, bzw. von kurzen Beobachtungszeiten vor, so ist der Suchbereich bedingt durch die sehr hohen Korrelationen der Ambiguitäten, extrem gestreckt. Die Suche innerhalb dieses gesteckten „Zigarrenkörpers“ ist extrem zeitaufwendig und ineffizient, da sehr viele Integerkombinationen getestet werden müssen. Um diesen Mißstand zu beheben, wird der Suchraum durch die Dekorrelation der Float-Ambiguitäten in einen kugelähnlichen Körper transformiert. Die Dekorrelation erfolgt durch folgende Transformation:

$$\hat{z} = Z^T \hat{a}, \quad Q_{\hat{z}} = Z^T Q_{\hat{a}} Z \quad \text{und} \quad \check{a} = Z^{-T} \check{z} \quad (3.5)$$

mit

Z	Transformationsmatrix
$Q_{\hat{z}}$	transformierte Varianz-Kovarianzmatrix der Float-Ambiguitäten
\hat{z}	transformierte Float-Ambiguitäten
\check{z}	potentielle Integerkombination
\check{a}	rücktransformierte potentielle Integerkombination

3.1. Dekorrelation der Ambiguitäten

Als Voraussetzung für die Reparametrisierung des Problems mittels (3.5) müssen allerdings Bedingungen eingehalten werden. Die Transformationsmatrizen Z und Z^{-1} müssen einer Klasse von *zulässigen* Transformationsmatrizen entsprechen. Die *Zulässigkeit* der Transformation wird dadurch definiert, daß sie volumenerhaltend ist und alle Elemente innerhalb der Transformationsmatrix Integer-Werte darstellen müssen, damit die Ganzzahligkeit der Ambiguitäten erhalten bleibt [Teunissen 1995]. Der so transformierte Suchbereich entspricht dann:

$$\Omega_z = \{z \in Z^n \mid (\hat{z} - z)^T Q_{\hat{z}}^{-1} (\hat{z} - z) \leq \lambda^2\} \quad (3.6)$$

²Strenggenommen wird bei n -dimensionalen ($n > 3$) Körpern nicht mehr vom Volumen, sondern vom Inhalt gesprochen.

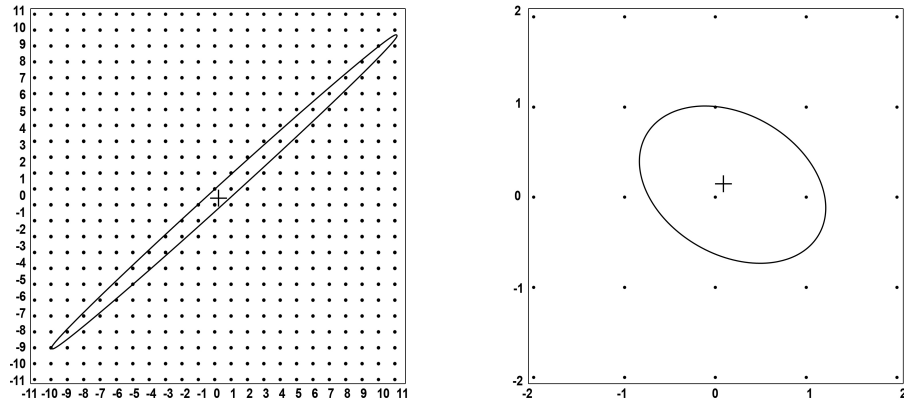


Abbildung 3.1.: Zweidimensionales Beispiel eines Suchraums vor (links) und nach (rechts) der Dekorrelation durch die *Z-Transformation*. Die Float-Lösung wird durch das Plus-Zeichen angedeutet, wohingegen die Punkte potentielle Integerkombinationen repräsentieren.

In Abbildung (3.1) ist ein zweidimensionales Beispiel des Suchraums vor und nach der Dekorrelation durch die *Z-Transformation* gegeben. Es ist offensichtlich, daß die Suche nach den nur noch drei verbleibenden möglichen Kandidaten (Abb. 3.1 rechtes Bild) wesentlich effektiver und weitaus weniger rechenintensiv durchgeführt werden kann.

Mittels LDL^T -Faktorisierung [de Jonge und Tiberius 1996] der Matrix Q_z kann die linke Seite der Gleichung (3.6) als Summe unabhängiger Quadrate umgeschrieben werden:

$$(\hat{z} - z)^T Q_z^{-1} (\hat{z} - z) = \sum_{i=1}^n \frac{(\hat{z}_{i|I} - z_i)^2}{\sigma_{z_{i|I}}^2} \quad (3.7)$$

wobei $z_{i|I}$ dem i -ten Diagonalelement entspricht, welches auf das vorherige Element konditioniert ist, und $\sigma_{z_{i|I}}^2$ die dazugehörige konditionierte Varianz darstellt. Ausgehend von (3.7) können nun n individuelle Grenzen für die transformierten Ambiguitäten angegeben werden [Teunissen 1993]:

$$\begin{aligned} (\hat{z}_1 - z_1)^2 &\leq \sigma_{z_1}^2 \lambda^2 \\ (\hat{z}_{2|1} - z_2)^2 &\leq \sigma_{z_{2|1}}^2 (\lambda^2 - (\hat{z}_1 - z_1)^2 / \sigma_{z_1}^2) \\ &\vdots \\ (\hat{z}_{n|N} - z_n)^2 &\leq \sigma_{z_{n|N}}^2 (\lambda^2 - \sum_{j=1}^{n-1} (\hat{z}_{j|J} - z_j)^2 / \sigma_{z_{j|J}}^2) \end{aligned} \quad (3.8)$$

3.2. Größe des Suchraums

Neben der Gestalt des Suchraums wird die Effizienz der Methode auch stark von der Größe des Suchbereichs beeinflusst. Dabei gilt für die Festlegung der Ausdehnung des Suchbereichs, daß diese oftmals einen Kompromiß zwischen den Aspekten Rechenaufwand und Zuverlässigkeit darstellt. Die Wahl von λ^2 sollte demnach so erfolgen, daß der Suchbereich zwar klein ist, aber gleichzeitig garantiert wird, daß mindestens eine Integerkombination bzw. zwei Integerkombinationen, wenn eine Validierung der Integerkombination erfolgen soll, beinhaltet ist.

In [Teunissen u. a. 1996b] wird dargestellt, daß das Volumen V_n ein guter Indikator für die Anzahl der enthaltenen Kandidaten ist, welche sich innerhalb der ellipsoidischen Region befinden. Ausgehend von dieser Annahme wird in [de Jonge und Tiberius 1996] die Anzahl der potentiellen Kandidaten über das Volumen in [Zyklenⁿ] des ellipsoidischen Suchbereichs (3.4) approximiert:

$$V_n = \lambda^n \sqrt{|Q_{\hat{z}}|} U_n \quad (3.9)$$

mit:

$ Q_{\hat{z}} $	Determinante der Matrix $Q_{\hat{z}}$
U_n	Volumen der Einheitskugel im R^n
λ	positive Konstante

Das Volumen der Einheitskugel U_n in (3.9) wird gebildet durch:

$$U_n = \frac{2}{n} \frac{\pi^{\frac{n}{2}}}{\Gamma(\frac{n}{2})} \quad (3.10)$$

Die in (3.10) enthaltene Γ -Funktion ist definiert:

$$\Gamma(x) = \int_0^\infty e^{-t} t^{x-1} dt, \quad \text{für } x > 0 \quad (3.11)$$

Nach [de Jonge und Tiberius 1996] kann mit Hilfe von (3.10) und (3.11) schließlich (3.9) umformuliert werden, um eine Approximation für die Konstante λ^2 zu erhalten:

$$\begin{aligned} \lambda^n &= \frac{V_n}{\sqrt{|Q_{\hat{z}}|} U_n} \\ \lambda^2 &= \left(\frac{V_n}{\sqrt{|Q_{\hat{z}}|} U_n} \right)^{\frac{2}{n}} \end{aligned} \quad (3.12)$$

Ist die Größe von λ^2 bestimmt, kann die Suche innerhalb des ellipsoidischen Suchraums durchgeführt werden. In [de Jonge und Tiberius 1996] ist beschrieben, wie dies in effizienter Weise durchgeführt

werden kann.

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß der Kern der **LAMBDA**-Methode auf dem Dekorrelationsprozeß der Parameter beruht. Das Ergebnis der Dekorrelation führt zwar nicht zu einer vollständigen Dekorrelation, da die oben genannten Voraussetzungen für *zulässige* Transformationen eingehalten werden müssen. Das Maß der Dekorrelation ist i.d.R. dennoch so groß, daß eine Ambiguitätsuche wesentlich erleichtert wird und sehr erfolgreich durchführbar ist.

Weitere Einzelheiten sowie die komplette Darstellung der **LAMBDA**-Methode kann unter anderem in [Teunissen 1993], [Teunissen 1995],[Teunissen 1994] gefunden werden. Eine detaillierte Zusammenfassung der Thematik ist außerdem in [Verhagen 2005] gegeben.

4. Erweiterung des klassischen Basislinienkonzeptes

Die in den letzten Jahren vorgestellten Algorithmen zur schnellen Mehrdeutigkeitsauflösung entwickelten sich zu Standards für die hochgenaue kinematische Echtzeitpositionierung, welche heutzutage im Vermessungswesen sehr weit verbreitet ist. In der Regel erhält man mit diesen Methoden verlässliche Ergebnisse, solange keine großen Beobachtungsfehler die Phasen- und Code-Beobachtungen beeinflussen. Dabei ist zu beachten, daß die Auflösung der Ambiguitäten stark von den atmosphärischen Gegebenheiten beeinflusst werden kann. In der Tat machen die ionosphärische und troposphärische Refraktion einen Hauptteil des Fehlerbudgets bei der differentiellen Positionierung mit GPS aus und begrenzen den Einsatzbereich der konventionellen GPS Vermessung mittels einer Einzelbasislinie auf kurze Distanzen. Selbst unter gemäßigten ionosphärischen Verhältnissen in mittleren Breiten übersteigt der Fehler der differentiellen Ionosphäre oft 1 ppm der Basislinienlänge [Wanninger 1995]. Wohingegen beim Auftreten ionosphärischer Störungen sowie beim Durchgang des Sonnenzyklusmaximums ionosphärische Fehler in den Basislinien auftreten können, die teilweise 10 ppm der Basislinienlänge übersteigen [Wanninger 1993b] und [Wanninger 1993a]. Das bedeutet, daß bei einer Länge der Basislinie von 10 km mit einem Einfluß der ionosphärischen Refraktion von >10 cm gerechnet werden muß. Dies ist in dieser Hinsicht kritisch zu sehen, da eine instantane Ambiguitätenauflösung oftmals nur dann sicher möglich ist, wenn die Meßgenauigkeit besser als die halbe Wellenlänge des Trägersignals ist [de Jong u. a. 2002]. Um diese Problematik lösen zu können, wurden auf dem Gebiet der hochgenauen Echtzeitvermessung Forschungen getätigt, welche zu der Entwicklung und dem Aufbau von aktiven GPS Referenzstationsnetzwerken führten. Dabei werden einem Rover nicht mehr nur die Daten und Korrekturen einer Referenzstation zur Verfügung gestellt, sondern er bezieht Daten und Korrekturen aus einem Netzwerk und positioniert sich somit relativ zu „mehreren“ Referenzstationen innerhalb dieses Netzwerkes [Wübbena u. a. 1996], [Han und Rizos 1996] und [Raquet u. a. 1998].

4.1. Fehlerquellen

Die Fehlerquellen, welche bei der relativen Positionierung mittels Einzelbasislinie auftreten, können grundsätzlich in zwei Gruppen eingeteilt werden.

Die erste Gruppe wird von denjenigen Fehlern gebildet, die durch relative Positionierung deutlich verringert werden können und deren verbleibende Restfehler vom Abstand der Stationen abhängen.

Dazu gehören der Orbitfehler der Satelliten, die ionosphärische Refraktion und die troposphärische Refraktion.

Die zweite Gruppe besteht aus den stationsabhängigen Fehlern, welche vornehmlich aus Mehrwegeeffekten und Antennenphasenzentrumsfehlern bestehen. Diese können nicht durch ein Meßkonzept wie differentielle Beobachtungen oder Zweifrequenzmessungen eliminiert werden. Der Einfluß der Mehrwegeausbreitung wird noch dadurch verstärkt, daß aufgrund des permanenten Betriebs bei Referenzstationen eines Netzwerks unter Sicherheitsgesichtspunkten fast nur Hausdächer als Meßorte in Frage kommen. Auf diesen sind fast immer Mehrwegeeinflüsse zu beobachten [Wanninger 2002]. Daher bleibt oftmals als einziges Mittel für die Minimierung der Mehrwegeeinflüsse eine geeignete Auswahl der Meßumgebung und ein adäquates Antennen-Design.

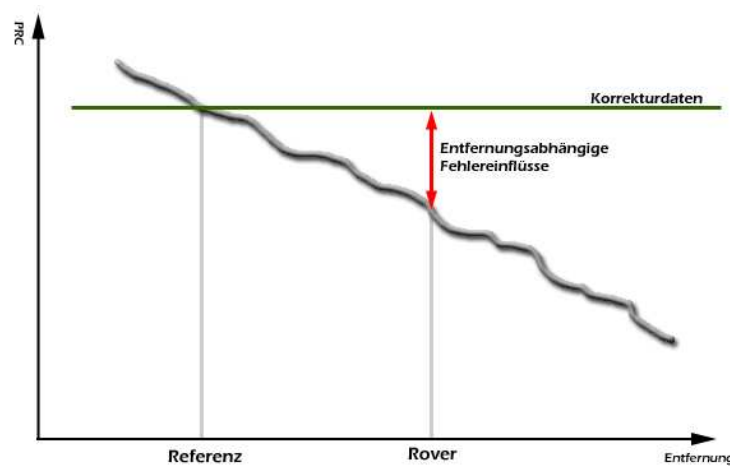


Abbildung 4.1.: Verlauf der entfernungsabhängigen Fehler in Abhängigkeit der Distanz Referenz-Rover.

In der Prinzipskizze (4.1) ist der theoretische Verlauf entfernungsabhängiger Fehler dargestellt. Auf die Ordinate wurden die Korrekturen, wie sie auf der Station „Referenz“ bestimmt wurden, aufgetragen. Die Entfernung der Stationen untereinander wird durch die Abszissenachse definiert. Gut ersichtlich ist, daß das Niveau der Korrekturen streng genommen nur in der Nähe der Station „Referenz“ gilt. Weiterhin ist erkennbar, daß die Korrekturdaten mit steigendem Abstand der Stationen den wahren Fehlerhaushalt des Rovers nur ungenügend kompensieren können. Dies führte lange Zeit zu der Aussage, daß die maximale Länge der Basislinien auf 10 bis 15 km begrenzt werden sollte, um die Wirkung der entfernungsabhängigen Fehler zu mindern und das Auflösen der Mehrdeutigkeiten der Basislinie mittels Suchalgorithmen nicht zu erschweren [Wanninger 1995].

4.2. Vernetzung von Referenzstationen

Um die durch entfernungsabhängige Fehler bedingte Probleme zu lösen, wurde Ende der 90er Jahre die Vernetzung von Referenzstationen in vielen Ländern vorangetrieben. Als Konzept hierfür kamen verschiedene Möglichkeiten in Frage.

Als einfachste Realisierung dieser Idee ist vorstellbar, daß ein Rover von allen ihn umgebenden Referenzstationen Korrekturdaten erhält und diese abstandsabhängig gewichtet, um seine Position hochgenau zu bestimmen. Diese Lösung ist aber gerade für Echtzeitanwendungen wenig praktikabel, da der Rover in diesem Fall mit vielen Referenzstationen gleichzeitig kommunizieren muß. Dies kann bei den Übertragungswegen und Bandbreiteneinschränkungen heutiger Übertragungsmedien noch immer problematisch sein. Daher wurden im Laufe der letzten Jahre zwei Möglichkeiten der Vernetzung entwickelt, welche gegenwärtig in Deutschland im operationellen Betrieb sind (SAPOS[©]).

Dies sind die Methoden der Flächenkorrekturparameter (FKP) und der virtuellen Referenzstation (VRS). In der vorliegenden Arbeit wird nur auf die virtuellen Referenzstationen (VRS) eingegangen, weswegen auf die Beschreibung der Flächenkorrekturparameter verzichtet wird. Stattdessen wird auf die umfangreich vorhandene Literatur wie [Wübbena u. a. 1996], [Wübbena und Bagge 1999] und [Wübbena u. a. 2001a], [Wübbena u. a. 2001b] verwiesen. Den genannten Konzepten ist gemein, daß es im Gegensatz zu einer Einzelreferenzstation das Modellieren systematischer Fehler einer Region erlaubt und zu einer Verringerung dieser führt [Vollath u. a. 2001] und [Vollath u. a. 2002].

Idealerweise führt dies zu einer von der Rover-Position unabhängigen Fehlersituation und erlaubt dem Benutzer nicht nur das Vergrößern der Strecke zwischen Rover und Referenzstation gegenüber dem klassischen Basislinienansatz, sondern erhöht auch die Genauigkeit der Positionierung. Als weitere Vorteile durch die Vernetzung von Referenzstationen können die Verbesserung der Zuverlässigkeit bei der Auflösung der Mehrdeutigkeiten und Verringerung von Initialisierungszeiten von Rover-Systemen beobachtet werden [Landau u. a. 2002].

Weiterhin garantieren die mehrfach redundanten Satellitenbeobachtungen auf den am Netzwerk beteiligten Referenzstationen sowie das Qualitäts-Monitoring der Rohdaten eine durchweg hohe Qualität der Beobachtungen sowie die Ausfallsicherheit und Integrität des Referenzstationsnetzwerkes [Vollath u. a. 2000] und [Hu u. a. 2003]. D.h., wenn eine Referenzstation ausfallen sollte, können die verbleibenden Referenzstationen i.d.R. weiterhin operieren und den Nutzer mit Korrekturen und Beobachtungsdaten versorgen.

Ein weiterer wichtiger Faktor bei der Etablierung eines Referenzstationsnetzwerkes sind die Kosten. Ein Referenzstationsnetz ohne Vernetzung untereinander (siehe Abb. 4.2) müsste sehr dicht sein, um eine komplette Abdeckung mit RTK-Genauigkeit zu gewährleisten. Bedingt durch die Reduktion der entfernungsabhängigen Fehler mittels Vernetzung von Referenzstationen (siehe Abb. 4.3) ist es nun möglich, die Dichte der Referenzstationen zu verringern. Dies wirkt sich positiv auf die Kosten aus, da eine Referenzstation typischerweise nicht nur aus einem geodätischem Empfänger besteht, sondern

noch weitere Komponenten wie Computer, Software, unterbrechungsfreie Stromversorgung, Datenkommunikation usw. beinhaltet. Auch auf Nutzerseite ist Einsparpotential vorhanden. Zum einem ist keine eigene Referenzstation auf Nutzerseite vonnöten und zum anderen kann meist eine Produktivitätssteigerung durch die geringere Zeit zum Fixieren der Ambiguitäten (TTFA) beobachtet werden, was sich bei massenhafter Bearbeitung von GPS Punkten erheblich in der Arbeitszeit auswirken kann.

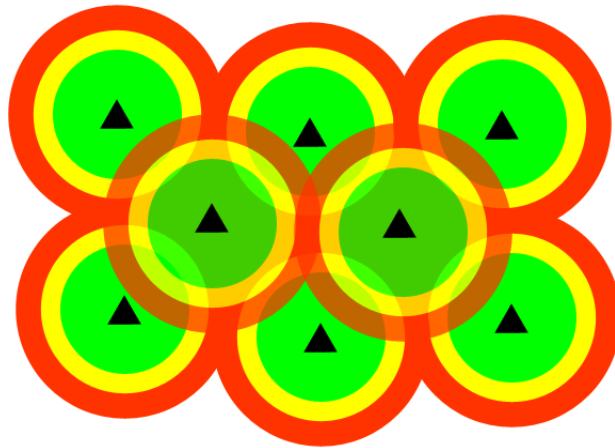


Abbildung 4.2.: Referenzstationsnetzwerk ohne Vernetzung

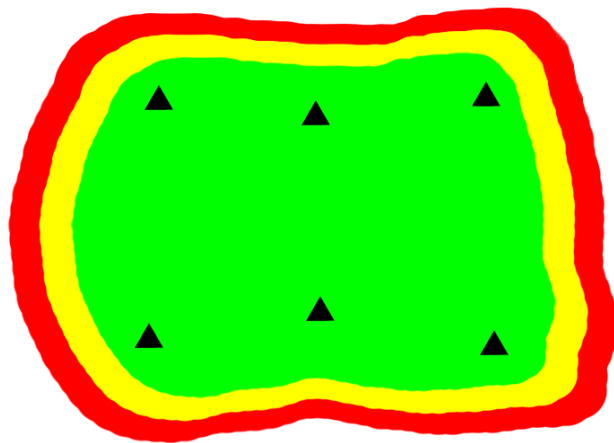


Abbildung 4.3.: Konfiguration vernetzter Referenzstationen

Letztlich stellen RTK Netzwerke einen aktiven Referenzrahmen zur Verfügung, da der Nutzer direkt in das Datum eingebunden ist, welches durch das GPS Netzwerk repräsentiert wird.

4.3. Konzept der virtuellen Referenzstation

Das Grundprinzip, welches im Konzept der virtuellen Referenzstation realisiert wurde, basiert auf dem Simulieren einer Referenzstation in unmittelbarer Nähe des Rovers. Dies ist gleichbedeutend mit einer sehr kurzen Basislinie von wenigen Metern, was ein nahezu vollständiges Eliminieren der Fehler mittels Differenzbildung erlaubt.

Um dies zu erreichen, werden die Beobachtungsdaten realer Referenzstationen in einem Netzkontrollzentrum zusammengeführt, um daraus die Daten einer VRS zu generieren. Als Ergebnis erhält der Nutzer Daten einer VRS, welche ähnliche oder sogar bessere Fehlereigenschaften aufweisen als Beobachtungen, die mit einer realen Referenzstation an dieser Stelle erzielt werden können. Die verbesserten Fehlereigenschaften resultieren aus den um die modellierten Fehlereinflüsse korrigierten Beobachtungsdaten der VRS. Der Nutzer, welcher mit Daten einer virtuellen Referenzstation operiert, verhält sich dabei so, als wenn er mit einer normalen real existierenden Referenzstation arbeiten würde. D.h. Modifikationen an der Firmware des GPS Empfängers sind i.d.R. nicht vonnöten. Weiterhin ist der Ansatz der virtuellen Referenzstation in der Hinsicht flexibler, da er dem Nutzer erlaubt, seine bisherige GPS Prozessierungssoftware zu benutzen.

Aufgrund der besseren Anschaulichkeit erfolgt die Darstellung des Modellierungsansatzes in einem Netz von nur drei Stationen (siehe Abb. 4.4). Weiterhin repräsentiert die Modellierung nur die Korrekturen für ein Signal (L_1 oder L_2) eines Satelliten. Tatsächlich werden die Modellkoeffizienten in jeder Epoche für jeden Satelliten und jedes Signal (L_1 und L_2) berechnet. Die Koeffizientenbestimmung erfolgt dabei auf Basis der Trägerphasenmessung, da nur diese aufgrund des geringen Meßrauschens die Erstellung hochgenauer Korrekturmodelle erlauben. Folglich müssen die Mehrdeutigkeiten innerhalb des Netzwerkes gelöst sein, was allerdings bei den am Netzwerk beteiligten Referenzstationen kein Problem darstellt, da deren Koordinaten genau bekannt sind. Nach der Auflösung der Ambiguitäten verbleiben als Unbekannte nur die Fehlereinflüsse, deren Parameter geschätzt werden sollen. Die so mittels Phasenlösung modellierten Fehlereinflüsse werden genutzt um ein Interpolationsmodell für das Netzgebiet bereitzustellen. Dies erlaubt meist eine schnelle und korrekte Mehrdeutigkeitsauflösung, so daß die Koordinaten der mobilen Station präzise und möglichst entfernungsunabhängig gelöst werden. In Abbildung (4.5) ist eine mögliche Netzkonfiguration aufgezeigt, welche die Daten einer VRS, basierend auf den umgebenden realen Referenzstationen, in der Nähe des Rovers erzeugt. Dazu muß der Nutzer im Feld nur die ungefähre Position an das Netzwerk übermitteln. Hierbei ist die autonome Positionierung des Rovers im Bereich von ca. ± 10 bis 15 m völlig ausreichend. Aus den Netzwerkdaten werden die Korrekturmodelle erzeugt, welche auf eine beliebige Position innerhalb des Netzwerks umgerechnet werden können. Dafür werden die Daten einer real existierenden Referenzstation herangezogen und geometrisch auf die übermittelte Position der zu berechnenden VRS verschoben. Anschließend werden die Fehler, die im Netz gemessen wurden, auf die Position der VRS interpoliert und die Daten dem Nutzer zugänglich gemacht.

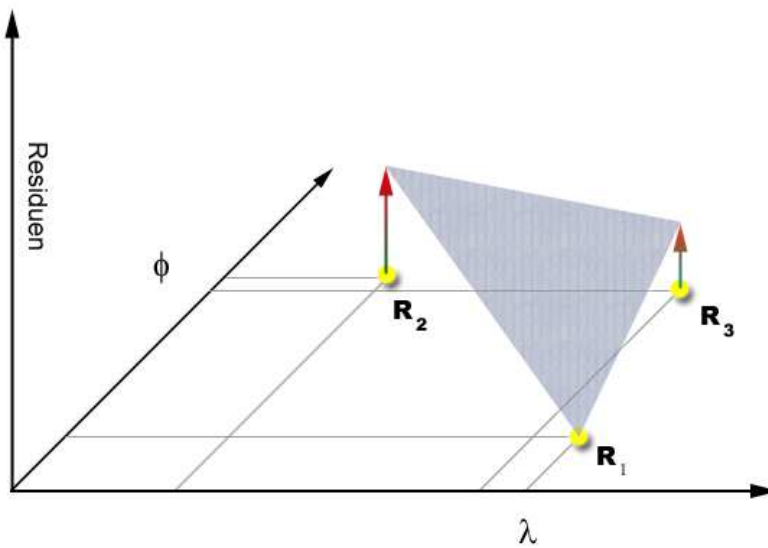


Abbildung 4.4.: Modell zur Bestimmung der Korrekturen

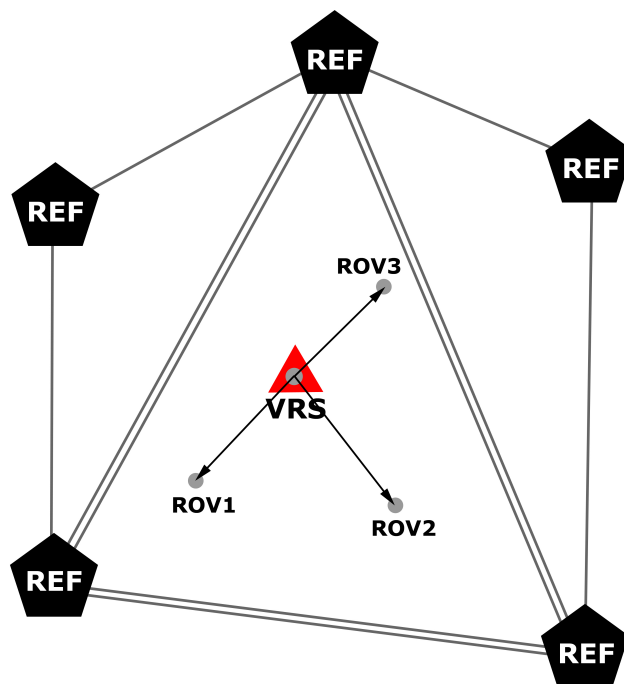


Abbildung 4.5.: VRS in unmittelbarer Nähe des Rovers, generiert aus den umliegenden realen Referenzstationen

4.3.1. Restfehler in der VRS

Der zum Modellieren entfernungsabhängiger Fehler in GPS Referenzstationsnetzwerken benutzte Ansatz basiert auf der Annahme, daß Fehler mittels bi-linearer Flächen (Ebenenmodell in Nord-Süd und Ost-West Richtung) oder Flächen höherer Ordnung modelliert werden können. Zusätzlich muß die räumliche Ausdehnung der Fehlereinflüsse größer sein als der Abstand der Referenzstationen, um die Einflüsse innerhalb des Netzwerkes detektieren zu können. Sind diese Annahmen nicht erfüllt, so werden die generierten Daten der virtuellen Referenzstation durch nicht modellierte Resteffekte beeinflusst. Werden Interstationsdistanzen von ca. 50 – 70 km zwischen den beteiligten Referenzstationen nicht überschritten, so ist dies für Orbitfehler und den größten Teil der troposphärischen Refraktion sowie für großräumige ionosphärische Störungen der Fall [Wanninger 1999]. Für kleinräumige Störungen und wandernde ionosphärische Störungen mittlerer Größe¹ (MSTIDs) gilt dies oftmals nicht. Mit dem Ansteigen der Sonnenaktivität intensivieren sich diese kleinräumigen und mittleren ionosphärische Störungen. Allerdings treten solche kleinräumige ionosphärische Störungen, welche ionosphärische Szintillation² verursachen können, in den mittleren Breiten (Zentraleuropa) äußerst selten auf. Wandernde Ionosphärische Störungen mittlerer Größe (MSTIDs) treten dagegen recht häufig auf [Wanninger 1999].

¹Medium-Scale Travelling Ionospheric Disturbances

²Solche Szintillationen verursachen eine Fluktuation der Amplitude bzw. Signalleistung des GPS Signals, wenn dieses kleinräumige Plasmadichteirregularitäten der Ionosphäre durchquert. Weitere Folgen die durch ionosphärische Szintillation entstehen können, reichen im geringsten Fall von einer reduzierten Meßgenauigkeit der GPS Pseudostrecken, bis hin zu einem kompletten Signalabriß (Loss of Lock) der Satelliten.

5. Grundlagen inertialer Navigationssysteme

Das Wort „Gyroskop“ wurde zuerst von Jean Bernard Léon Foucault (1819-1868) geprägt, welches er aus den griechischen Wörtern „gyros“ (Kreis) und „skopein“ (betrachten) ableitete, um das von ihm weiterentwickelte Pendel zum Anzeigen der Erdrotation zu benennen. Dieses von Foucault entwickelte Pendel stellt somit einen Meilenstein bei der Entwicklung inertialer Navigationssysteme dar [Grewal u. a. 2001].

Weitere Schritte auf dem Weg zu modernen Inertialnavigationssystemen stellen die Erweiterung der Koppelnavigation durch Kreisel dar. Diese wurden notwendig, da sich bei der Einführung metallischer Rümpfe im Schiffsbau (besonders bei Kriegsschiffen) zeigte, daß man sich auf den Magnetkompaß nicht verlassen konnte. In den Zwanziger Jahren des letzten Jahrhunderts wurde diese Technologie dahingehend erweitert, daß das automatisierte Steuern eines Schiffes und Torpedos ermöglicht wurde. Diese frühen Entwicklungen gipfelten schließlich in der automatischen Steuerung der deutschen Raketen V-1 und V-2 des Zweiten Weltkrieges [Grewal u. a. 2001]. Heutzutage wird die Inertialnavigation in vielen militärischen und zivilen Bereichen eingesetzt, um Position, Geschwindigkeit und Ausrichtung einer Plattform zu bestimmen.

Generell werden drei Arten von Inertialnavigationssystemen unterschieden [Farkas-Jandl 1986]:

- Raumorientiertes System (space-stabilized systems)
- Geographisch orientiertes System (local level systems)
- Trägerorientiertes System (strapdown systems)

Diese Systeme setzen sich aus einem Satz von drei Kreiseln und drei orthogonalen Beschleunigungsmessern zusammen. Die beiden erstgenannten Systeme sind kardanisch aufgehängte Systeme, welche ihre Anfangsorientierung in dem jeweiligen definierten Koordinatensystem beibehalten. Beim raumorientierten System wäre dies das Inertialsystem (siehe A.1) und beim geographisch orientierten ein lokales Horizontsystem.

Strapdown-Systeme sind im Gegensatz zu den beiden anderen Systemen fest mit der Trägerplattform verbunden und ändern somit ihre Orientierung mit jeder Bewegung der Trägerplattform. Die Achsen der Strapdown Systeme sind demnach entlang der Trajektorie, senkrecht der Trajektorie und normal zur Trajektorie der Trägerplattform ausgerichtet [Wong 1988]. Auch wenn die Trägerplattform auf

der Erdoberfläche steht, ändert sich die Orientierung, da die Erddrehrate als Bewegungskomponente erhalten bleibt [Farkas-Jandl 1986]. Was allen Systemen gemein ist, sind die grundlegenden Sensoren: Beschleunigungsmesser und Drehratensensoren.

5.1. Kardanisch aufgehängte inertielle Navigationssysteme

Trotz ihrer im Vergleich zu Strapdown-Systemen hohen Genauigkeit, wurden die kardanisch aufgehängten Systeme in den letzten Jahren nahezu vollständig von diesen verdrängt, was durch die hohen Kosten und ihre Fehleranfälligkeit begründet ist [Grewal u. a. 2001]. Die Nennung der kardanisch aufgehängten Sensoren erfolgt nur der Vollständigkeit halber und ist nicht Gegenstand dieser Arbeit.

5.2. Strapdown-Systeme

Im Unterschied zu den klassischen Plattformsystemen (Kap 5.1) sind die inertialen Sensoren bei den körperfesten Trägheitsnavigationssystemen nicht von den Fahrzeugbewegungen isoliert, sondern der gesamten Fahrdynamik ausgesetzt. Infolgedessen benötigen sie leistungsfähige Navigationsrechner, um hohe Taktraten für die Quantisierung der Sensormeßdaten zur Verfügung zu stellen, damit die Dynamik der Bewegung erfasst werden kann [Grewal u. a. 2001].

Die Entwicklungen im Bereich der Halbleitertechnik zwischen 1960 und 1970 ermöglichte die Herstellung kleiner und leistungsfähiger Navigationsrechner. Dies führte zu einem Umbruch bei der Entwicklung inertialer Navigationssysteme, die heute nahezu ausschließlich als Strapdown-Systeme gefertigt werden. Der Vorteil von Strapdown-Systemen liegt in ihrer höheren Zuverlässigkeit und geringeren Kosten gegenüber den kardanisch aufgehängten Systemen.

5.3. Prinzipien der Inertialnavigation

Der Beschleunigungsmesser ist der grundlegende Sensor eines INS. Die beobachteten Beschleunigungen werden aus den Messungen der spezifischen Kräfte abgeleitet und stellen die Beschleunigungen einer Plattform entlang der Achsen eines definierten Referenzsystems, welches gewöhnlich als Navigationssystem bezeichnet wird, dar.

5.3.1. Spezifische Kräfte

Stellt man sich einen Beschleunigungsmesser vor, der aus einer Feder und einer Masse besteht, so wird ersichtlich, daß dieser einfache Beschleunigungsmesser auch dem Einfluß der Gravitation ausgesetzt ist, da dieses Feder-Masse-System allein durch die Masse an der Feder eine Auslenkung erfährt. Als Folge davon kann ein INS nur in einem bekannten Gravitationsfeld betrieben werden. Neben dem koordinatenmäßig bekannten Ausgangspunkt muß weiterhin mit Hilfe der Kreisel ein Referenzsystem

realisiert werden, in dem die Kräftermessung durchgeführt wird. Angenommen eine Plattform würde nur auf der Oberfläche der Erde betrieben werden, könnte eine konstante Gravitation herauskalibriert werden. In praktischer Hinsicht ist dies allerdings nicht empfehlenswert, da Fahrzeuge bei der Bewegung auf der Erdoberfläche Rotationen erfahren, so daß die Richtung des Gravitationsvektors nicht konstant ist [Kelly 1994].

Grundgleichungen des Kalman-Filters

Das Kalman-Filter leitet sich aus der rekursiven Parameterschätzung ab, welche unter anderem in [Brown und Hwang 1992] und [Gelb 1974] beschrieben ist. Auf die ausführliche Darstellung der Grundlagen wird deshalb verzichtet und nur folgende Grundgleichungen der Filterung wiedergegeben. Die Herleitung dieser Grundgleichungen basiert vollständig auf [Becker und Heinze 1994].

Im Fall der INS Fehlerbestimmung mittels Kalman-Filter liegt ein dynamisches System in diskreter Zeit vor, welches folgender Systemgleichung genügt

$$\vec{x}_{(k+1)} = A_{(k)}\vec{x}_{(k)} + B_{(k)}\vec{u}_{(k)} + \vec{w}_{(k)} \quad (5.1)$$

und dessen Zustand \vec{x} nur indirekt über Meßgleichungen (Beobachtungsgleichungen)

$$\vec{y}_{(k)} = H_{(k)}\vec{x}_{(k)} + \vec{v}_{(k)} \quad (5.2)$$

bestimmt werden kann. Die Größen \vec{w} und \vec{v} sind weißes Meßrauschen und somit gegenseitig unkorreliert. Weiterhin gilt für die anderen Größen

\vec{x}	Systemzustandsvektor (<i>State</i> -Vektor)
A	Systemmatrix
B	Störeingangsmatrix
\vec{u}	deterministische Stellgröße
w	Systemrauschen
\vec{y}	Beobachtungsvektor (Meßwerte)
H	Beobachtungsmatrix
\vec{v}	Meßrauschen

Der optimale Schätzwert des Systemzustandsvektors $\vec{x}_{(k)}$, den das Filter nach der Messung zur Zeit t_k liefert, wird mit $\hat{\vec{x}}_{(k)}$ bezeichnet. Der Schätzwert, den es unmittelbar vor dem Meßzeitpunkt t_k

liefert, wird mit $\hat{\vec{x}}_{(k)}^*$ bezeichnet. Die dazugehörigen Schätzfehler $\tilde{\vec{x}}_{(k)}$ und $\tilde{\vec{x}}_{(k)}^*$ sind

$$\tilde{\vec{x}}_{(k)} = \vec{x}_{(k)} - \hat{\vec{x}}_{(k)} \quad (5.3)$$

$$\tilde{\vec{x}}_{(k)}^* = \vec{x}_{(k)} - \hat{\vec{x}}_{(k)}^* \quad (5.4)$$

und ihre Varianz-Kovarianzmatrizen $P_{(k)}$ bzw. $P_{(k)}^*$ werden aus

$$P_{(k)} = E \left[\tilde{\vec{x}}_{(k)} \tilde{\vec{x}}_{(k)}^T \right] \quad (5.5)$$

$$P_{(k)}^* = E \left[\tilde{\vec{x}}_{(k)}^* \tilde{\vec{x}}_{(k)}^{*T} \right] \quad (5.6)$$

gebildet.

Um nun den Schätzwert $\hat{\vec{x}}_{(k+1)}$ für den Zustandsvektor ausgehend von dem vorherigen Zustandsvektor $\hat{\vec{x}}_{(k)}$ und $P_{(k)}$ zu ermitteln, bedarf es zweier Schritte:

1. Vorhersage (Extrapolation)

- Berechnung des besten Schätzwertes $\hat{\vec{x}}_{(k+1)}^*$ und dessen Varianz-Kovarianzmatrix $P_{(k+1)}^*$ unmittelbar vor der nächsten Messung zur Zeit t_{k+1} ausgehend von $\hat{\vec{x}}_{(k)}$ und $P_{(k)}$

2. Korrektur des Schätzwertes unter Verwendung der Messung

- Berechnung des zu erwartenden Meßwertes $\vec{y}_{(k+1)}^*$ aus $\hat{\vec{x}}_{(k+1)}^*$ und dessen Differenzen zum tatsächlichen Meßwert $\vec{y}_{(k+1)}$
- Berechnung der Korrekturwerte für den vorhergesagten Schätzwert $\hat{\vec{x}}_{(k+1)}^*$ und den korrigierten Schätzwert $\hat{\vec{x}}_{(k+1)}$ für den Systemzustand $\vec{x}_{(k+1)}$

Zur Vorhersage wird die Systemgleichung (5.1) in abgewandelter Form benutzt. Werden der unvorhersehbare Anteil des Systemrauschens $\vec{w}_{(k)}$ und die Störkräfte $\vec{u}_{(k)}$ nicht berücksichtigt, so vereinfacht sich die Extrapolationsgleichung zu

$$\hat{\vec{x}}_{(k+1)}^* = A_{(k)} \hat{\vec{x}}_{(k)} \quad (5.7)$$

und die Varianz-Kovarianzmatrix

$$P_{(k+1)}^* = A_{(k)} P_{(k)} A_{(k)}^T + Q_{(k)} \quad (5.8)$$

wobei Q die Kovarianzmatrix des Meßrauschens darstellt.

Für den Schätzwert $\hat{\vec{x}}_{(k+1)}$ nach der Messung gilt dann

$$\hat{\vec{x}}_{(k+1)} = \hat{\vec{x}}_{(k+1)}^* + K_{(k+1)} \left[\vec{y}_{(k+1)} - H_{(k+1)} \hat{\vec{x}}_{(k+1)}^* \right] \quad (5.9)$$

mit H als Designmatrix der Beobachtungen und K als Verstärkungsmatrix, die sich folgendermaßen ergibt:

$$K_{(k+1)} = P_{(k+1)}^* \left[H_{(k+1)} P_{(k+1)}^* H_{(k+1)}^T + R_{(k+1)} \right]^{-1} \quad (5.10)$$

mit R als Varianz-Kovarianzmatrix des Beobachtungsrauschens. Für die Varianz-Kovarianzmatrix $P_{(k+1)}$ des Schätzfehlers $\tilde{\vec{x}}_{(k)}$ folgt:

$$P_{(k+1)} = [I - K_{(k+1)} H_{(k+1)}] P_{(k+1)}^* \quad (5.11)$$

mit I als Einheitsmatrix.

Anwendung der Kalman-Filter Gleichungen auf das INS

Die Auswertung der INS Daten bezieht sich auf ein dynamisches System, welches mit folgender Prozeßdifferentialgleichung beschrieben werden kann.

$$\dot{\vec{x}}_{(t)} = F_{(t)} \vec{x}_{(t)} + D_{(t)} \vec{w}_{(t)} \quad (5.12)$$

wobei

$\vec{x}_{(t)}$	Systemzustandsvektor
$F_{(t)}$	Dynamikmatrix
$D_{(t)}$	Störeingangsmatrix
$w_{(t)}$	stochastischer Fehleranteil

Der in vorliegender Arbeit benutzte Systemzustandsvektor enthält 15 Größen:

$\varepsilon_x^N, \varepsilon_y^N, \varepsilon_z^N$	Fehlausrichtungswinkel [arcsec]
$\delta v_x^N, \delta v_y^N, \delta v_z^N$	Geschwindigkeitszustände [ms^{-1}]
$\delta \lambda^E, \delta \varphi^E, \delta h^E$	Positionszustände [rad],[rad],[m]
d_x^B, d_y^B, d_z^B	Drift-Stabilität der Kreisel [arcsec s^{-1}]
b_x^B, b_y^B, b_z^B	Bias-Stabilität der Beschleunigungsmesser [ms^{-1}]

Die Dynamikmatrix F enthält den physikalischen Zusammenhang nach den Grundlagen der Mechanik ($F(t)\vec{x}(t) = \dot{\vec{x}}(t)$: zeitliche Änderung des Zustandsvektors). Die Lösung dieser DGL wird durch folgende Gleichung beschrieben:

$$\vec{x}_{(k)} = \phi_{(k-1)} \vec{x}_{(k-1)} \quad (5.13)$$

wobei ϕ die Transitionsmatrix zum Zeitpunkt $t_{(k-1)}$ darstellt.

$$\phi_{(k-1)} = \phi_{(t_{(k)}, t_{(k-1)})} \quad (5.14)$$

Die allgemeine Lösung der Differentialgleichung (5.12) für den kontinuierlichen Fall lautet:

$$\vec{x}(t) = \phi(t, t_0) \vec{x}(t_0) + \int_{t_0}^t \phi(t, \tau) D(\tau) w(\tau) d\tau \quad (5.15)$$

Unter der Annahme, daß die Dynamikmatrix F zeitlich konstant ist¹, ergibt sich die Transitionsmatrix ϕ für die Lösung der Differentialgleichung zu:

$$\phi(\Delta t) = e^{F\Delta t} \quad (5.16)$$

und mittels Reihenentwicklung der e-Funktion folgt:

$$\phi(\Delta t) = I + F\Delta t + \frac{1}{2}F^2\Delta t^2 + \dots \quad (5.17)$$

Aufgrund der kleinen Zeitintervalle $\Delta t = 0.02$ sec kann die Taylorentwicklung nach dem linearen Glied abgebrochen werden. Daraus folgt für die Bestimmung der Transitionsmatrix:

$$\phi(\Delta t) = I + F\Delta t \quad (5.18)$$

Für den diskreten Fall ergibt sich für die INS Systemgleichung:

$$\hat{\vec{x}}_{(k+1)}^* = \phi_{(k)} \hat{\vec{x}}_{(k)} \quad (5.19)$$

Wenn zusätzliche externe Beobachtungen einfließen sollen, wird der Beobachtungsvektor \vec{y} (5.2)

¹Dies ist zwar strenggenommen bei Inertialsystemen nicht der Fall, da aber die Änderungen der Elemente von F in einem Rechenzyklus von 50 Hz (beim Lasernav II) relativ klein im Vergleich zur Größe der Elemente sind, kann die Annahme eines stationären Prozesses geltend gemacht werden [Heinze 1996].

bestimmt aus (5.20) [Heinze 1996]:

$$\vec{y}_{(k)} = \vec{l}_{(k)EXT} - \vec{l}_{(k)INS} \quad (5.20)$$

6. GPS-INS Integration

Integrierte Navigation wird durch das Ausnutzen der komplementären Fehlereigenschaften verschiedener Systeme definiert, um z.B. die Positions-, Geschwindigkeits- sowie die Orientierungsbestimmung eines Fahrzeuges mit höherer Genauigkeit zu erhalten, als es mit einem einzelnen Sensor möglich wäre. Dabei kann sich die Integration von GPS und INS nicht nur in der Verbesserung der Qualität der Inertialnavigation auswirken, sondern auch in den Kosten eines integrierten Navigationssystems, da unter Umständen Sensoren verwendet werden können, die für sich genommen weniger genau sind und damit im allgemeinen niedrigere Anschaffungskosten verursachen [Liang 1995]. Als Beispiel hierfür können aktuell die Anstrengungen gesehen werden, mit so genannten „Low-Cost“ oder „Tactical-Grade“ Inertialsensoren integrierte Navigationssysteme zu schaffen, die eine präzise Navigation ermöglichen [Gebre-Egziabher u. a. 1998], [Leach u. a. 2003], [Petovello 2003], [Roberts u. a. 2002] und [Walchko 2002]. Ziel dieser Forschung ist die Verwendung von Sensoren minderer Qualität in einem integrierten Navigationssystem, welche für hochpräzise „Stand-alone“ INS Anwendungen nicht geeignet sind. Die Stützung durch externe Sensoren als Komponenten des Systems (wie etwa GPS) spielt dort eine essentielle Rolle, da es z.B. zu einer Kompensation der teilweise großen Sensorfehler sowie zur Initialisierung des INS genutzt werden kann [Söhne 1996]. Die Stützung in integrierten Systemen funktioniert ebenfalls in anderer Richtung. Falls GPS Signale durch Brücken oder ähnliches abgeschattet werden und keine GPS Lösung zur Verfügung steht, wird die Navigationslösung weiterhin durch das INS getragen. Auch können so gekoppelte Systeme das Auflösen der Ambiguitäten erleichtern.

Die entwickelten Programmpakete der vorliegenden Arbeit unterstützen das separate Prozessieren von GPS und INS Daten sowie die integrierte Auswertung beider Sensoren, da die Koppelung dieser Systeme einige Vorteile mit sich bringt. Während GPS in der Lage ist, diskrete Positionen der Fahrzeugtrajektorie und die Geschwindigkeit des Fahrzeugs in einem absoluten Rahmen bereitzustellen, ist es beispielsweise für die Lagebestimmung¹ für viele Anwendungen zu ungenau. Auf der anderen Seite bietet ein INS relative Positionen, Geschwindigkeit und Orientierung durch die Verwendung von Kreisel- und Beschleunigungsmesserdaten. Ein weiterer Vorteil des INS liegt in der hohen Meßrate, welche in der Regel hoch genug ist, um die Bewegungen des Trägerfahrzeugs zu detektieren. Somit ermöglichen die Daten des INS eine nahezu kontinuierliche Beschreibung des Bewegungszustands des Trägerfahrzeugs.

¹Komplette Lageinformationen können nur unter der Voraussetzung eines GPS Antennen-Arrays mit mind. drei GPS Antennen erhalten werden.

Vorteile INS	Nachteile INS
Hervorragende Kurzzeitstabilität mit hoher Navigationsgenauigkeit	Schlechte Langzeitstabilität
Sehr hohe Datenraten (z.T. > 200 Hz)	Lange Initialisierungszeiten
Vollständige Informationen über Orientierung, Lage, Beschleunigung und Geschwindigkeiten der Trägerplattform	Starke Driften, Positionen und Geschwindigkeiten verschlechtern sich mit der Zeit
Agieren autonom (prinzipiell keine Stützung durch externe Sensoren notwendig)	Hohe Anschaffungskosten für hochwertige INS
Keine besondere Sichtbarkeitsvoraussetzungen notwendig.	
Betrieb prinzipiell überall (Tunnels, unter Wasser und in der Luft)	
Immun gegen Jamming ² und nicht aufspürbar ³	

Tabelle 6.1.: Eigenschaften inertialer Navigationssysteme

Vorteile GPS	Nachteile GPS
Hohe Langzeitstabilität	Geringe Datenraten
Homogene Genauigkeit	Nicht in sich geschlossenes System
Vernachlässigbare Initialisierungszeiten	Lageinformationen nur in einem Antennen-Array realisierbar
Inzwischen gute Kurzzeitstabilität	Empfindlich für Jamming, Signalabschattungen sowie Multipath
	In hochdynamischen Bereichen bedingt einsetzbar

Tabelle 6.2.: Eigenschaften GPS

Mit Hilfe der integrierten Kombination beider Systeme werden deren komplementären Eigenschaften so genutzt, daß das Gesamtsystem profitiert. Das INS liefert sehr gute Kurzzeitstabilität und Genauigkeit der relativen Position. Demgegenüber stehen die sehr stark zeitabhängigen (siehe Tab. 6.1) Gerätedriften. Um das starke Anwachsen der Gerätedriften zu kompensieren, ist es möglich, das System durch ZUPT⁴, CUPT⁵ oder GPS Positionen bzw. Geschwindigkeiten zu aktualisieren. Dabei ist der Vorteil der GPS Positionen darin zu sehen, daß sie mit relativ homogener Genauigkeit zur Verfügung stehen (siehe Tab. 6.2). Auf der anderen Seite kann die GPS Positionslösung von Cycle-Slips (siehe Kap. 2.1) beeinträchtigt werden.

6.1. Integrationsarten

Nachdem die Eigenschaften der beiden Systeme (GPS und INS) besprochen wurden, können nun Aspekte der Integration näher betrachtet werden. Es kommen hierbei mehrere Integrationsarten in Frage, die sich i. allg. durch zwei Charaktereigenschaften beschreiben lassen. Das ist zum einen in welchem Umfang die Daten der Systemkomponenten sich gegenseitig stützen und zum anderen durch die Art und Weise wie die Daten der Komponenten vereinigt werden, um eine Positionierung zu erhalten [Greenspan 1996]. Dabei kann zwischen folgenden Integrationsarten unterschieden werden [Jekeli 2000], [Scherzinger 2000] :

- Uncoupled Integration
- Loose Integration
- Tight Integration
- Deep Integration

6.1.1. Uncoupled Integration

Bei dieser niedrigsten Stufe der Integrationsmöglichkeiten berechnen beide Systeme (GPS und INS) autonome Lösungen. Die mögliche Symbiose der Systeme beschränkt sich auf die Fehlerkompensation der Inertialsensoren durch GPS, wobei die Tatsache ausgenutzt wird, daß GPS typischerweise Lösungen mit höherer und homogener Genauigkeit generiert. Wenn GPS Daten zur Verfügung stehen, werden sie dazu benutzt, die Positionierung bzw. Navigation des Systems zu ermöglichen. Weiterhin werden oft die GPS Lösungen dazu gebraucht, die INS Fehler zu kompensieren. Allerdings ohne Einfluß auf

²Überlagern oder Verfälschen von Signalen durch Störsender

³Inertialnavigationssysteme sind von Natur aus nicht aufspürbar, da sie weder Strahlung empfangen noch emittieren, die detektiert werden kann. Weiterhin brauchen sie keine externe Antenne, die von Sensoren aufgespürt werden könnten [Grewal u. a. 2001].

⁴Null-Geschwindigkeits-Update

⁵Positions-Update

das Fehlerverhalten des INS auszuüben. Die Folge davon ist, daß während einer GPS Datenlücke die Genauigkeit der mittels INS geschätzten Position sehr rasch abnimmt. Aus diesem Grund ist diese Art der Integration für hochpräzise Navigationsaufgaben zu meiden [Jekeli 2000].

6.1.2. Loose Integration

Die „Loose-“ und „Tight Integration“-Methoden sind die in der Literatur am häufigsten bearbeiteten Verfahren. Dabei werden der GPS Empfänger und das INS weiterhin als eigenständige Systeme betrieben und unterscheiden sich lediglich durch Art und Anzahl der Informationen, welche untereinander ausgetauscht werden. Der Vorteil der „Loose Integration“-Methode ist, daß die Dimensionen des *State*-Vektors (siehe Kap. 5.3.1) i.d.R. geringer sind als bei der „Tight Integration“-Methode. Dies führt i. allg. zu einer kürzeren Prozessierungszeit, was bei Echtzeitanwendungen essentiell ist. Ein weiterer Vorteil ist, daß Erweiterungen an der Software bedingt durch andere externe Sensoren kürzere Zeiträume in Anspruch nehmen und die Gesamtzahl der Bearbeitungsschritte im Filteralgorithmus meist nicht größer wird, trotz zusätzlicher Verwendung weiterer Sensoren.

Beim Kalman-Filter sollte allerdings darauf geachtet werden, daß bei den Kalman-Filter-Updates mit Hilfe von GPS Beobachtungen die voll besetzte Kovarianzmatrix an den Filteralgorithmus übergeben wird. Wird stattdessen nur eine vereinfachte Kovarianzmatrix ohne Berücksichtigung der Korrelationen und lediglich mit den Genauigkeiten der GPS Beobachtungen in der Hauptdiagonalen verwendet, stellt dies eine Vereinfachung des stochastischen Modells dar, was sich negativ auf die Leistung des Filteralgorithmus auswirkt [Petovello 2003]. Ein Nachteil des „Loose Integration“-Verfahrens ist, daß die GPS Prozessierung völlig losgelöst von dem Rest des Systems operiert. Unter guten Voraussetzungen stellt dies kein großes Problem dar. Im Falle von Abschattungen oder ähnlichem verhält sich dieses System aber wie ein reines GPS System, ohne von den Vorteilen des z.B. „Tight Integration“-Systems profitieren zu können.

Um dieses Problem umgehen zu können, ist es möglich, Informationen des Kalman-Filters, welcher im Fall von Signalabschattungen nur durch das INS gespeist wird, für eine schnellere Re-Akquise von GPS Positionen zu benutzen. Dazu werden dem GPS Prozessor Positionen des Inertialsystems und gegebenenfalls Geschwindigkeiten mit den Informationen der voll besetzten Kovarianzmatrix zur Verfügung gestellt. Mit Hilfe dieser Informationen wird nun im GPS Prozessor versucht, das Ambiguitätenproblem schnellstmöglich aufzulösen. Dieser Ansatz, welcher von den Informationen der Inertialplattform profitiert, wird in der Literatur als „Loose Integration with GPS Seeding“ bezeichnet und wird in der vorliegenden Arbeit als Filterarchitektur genutzt.

6.1.3. Tight Integration

Bei der „Tight Integration“-Methode werden die Rohdaten der GPS Beobachtungen (Pseudostrecken und Phasenbeobachtungen) an ein kombiniertes, zentralisiertes GPS/INS Kalmanfilter übergeben. Es

gibt somit keinen autonomen GPS Prozessor in diesem Ansatz des zentralisierten Filters. Dies hat zur Folge, daß nur noch ein einzelnes Filter prozessiert werden muß, welches alle „States“ des GPS und INS Systems schätzt. Darin ist auch der größte Nachteil dieses Ansatzes gegenüber der 'Loose Integration'- Methode zu sehen. Der i.d.R. stark vergrößerte *State*-Vektor der „Tight Integration“-Methode führt zu einer dramatisch vergrößerten Prozessierungszeit [Stephen 2000], welche sich gerade bei Matrixoperationen, wie z.B. Matrizenmultiplikationen oder -inversionen, sehr nachteilig auswirken kann. Erst wenn das GPS Ambiguitätenproblem gelöst ist, reduziert sich die Prozessierungszeit des Konzeptes der „Tight Integration“ auf das Niveau der 'Loose Integration' [Chen 1992].

6.1.4. Deep Integration

Bei der „Deep Integration“-Methode werden die einzelnen Sensoren nicht mehr als unabhängige Systeme wie bei der „Uncoupled Integration“ oder in abgeschwächter Form bei den „Loose“- und „Tight Integration“ gesehen, sondern als ein mittels Sensorfusion entstandenes Gesamtkonzept betrachtet. Dies bedeutet beispielsweise, daß GPS Updates dazu genutzt werden, das INS zu kalibrieren, während das INS die Regelschleifen⁶ des GPS Empfängers unterstützt. Dies kann sich insbesondere bei schwierigen Empfangsbedingungen wie Interferenzen oder andere das GPS Signal störende Verhältnisse [Sennott und Senffner 1997] positiv auswirken. Dieser Ansatz ist allerdings nicht einfach zu realisieren, da er Zugriff auf die Firmware des GPS Empfängers, bzw. die Steuerung der GPS Regelschleifen voraussetzt. In diesem Fall erlauben die zurückgeführten Informationen der INS Geschwindigkeiten und Positionen eine präzise Prädiktion der GPS Pseudostrecken und Phasen der nächsten Epoche. Damit ist es möglich eine geringere Bandbreite der Regelschleifen des GPS Empfängers zu realisieren, was sich gerade in hochdynamischen Umgebungen in einer Steigerung der GPS Genauigkeiten auswirken kann. Umgekehrt verbessert sich die Inertialnavigation, wenn GPS Beobachtungen als Updates in die Schätzung der systematischen Fehler der Inertialsensoren einfließen. In ähnlicher Weise werden die GPS Positionen und Geschwindigkeiten benutzt, um die INS Lösung zu unterstützen. Dies bedeutet allerdings, daß dieser Ansatz typischerweise den Herstellern von GPS/INS Systemen vorbehalten ist und deswegen hier nicht weiter behandelt wird.

⁶Code-Regelschleife (DLL=Delay Lock Loop) sowie Phasenregelschleife (PLL=Phase Lock Loop)

7. Hardwarekomponenten

Das im Rahmen der Dissertation [Heinze 1996] benutzte INS Meßsystem, erfuhr im Laufe der Jahre kaum Weiterentwicklung der Hardwarekomponenten. Beispielsweise wurde damals für die Datenakquise eine spezielle ISA-Schnittstellenkarte für Dekodierung und Speicherung der INS-Daten angeschafft, die speziell für das IPG gefertigt wurde und somit kein Standardprodukt mit entsprechendem Support darstellt. Aufgrund dieser spezifischen Schnittstellenkarte war die Software [Heinze 1996] nur unter MS-DOS als Konsolenanwendung einsetzbar. Dies bedeutet inzwischen keine Möglichkeit der Aktualisierung und machte eine Aufgabe der DOS basierten Hardware-Behandlung unumgänglich, um die Applikation auch im Umfeld aktueller und zukünftiger Betriebssysteme verfügbar zu machen. Weiterhin bietet der ursprüngliche PC keine Möglichkeit mehr, um mit moderner Hardware aufgerüstet zu werden. Aus diesen Gründen wurde die Entscheidung getroffen, eine völlig neue und offene Implementation mit einer standardisierten Schnittstellenkarte und den sich daraus ergebenden Möglichkeiten der schnellen Anpassung von Hard- und Software zu entwickeln, die als Basis für weitere Entwicklungen, z.B. der Einsatz eines Kamerasystems, dienen soll.

7.1. RLG Strapdown INS

Bei dem INS handelt es sich um ein modifiziertes RLG Strapdown-System Lasernav II der Firma Honeywell, welches in der Flugzeugnavigation eingesetzt wird und dort Genauigkeitsanforderungen für mittelpgenaue Navigationssysteme (ca. 1 nmi/h) erfüllt. Die Ausgabe des INS wurde von Honeywell modifiziert, so daß es möglich ist, die wesentlichen Meßdaten, Sensorausgaben der drei Kreisel und der Beschleunigungsmesser, mit 50 Hz direkt auszulesen. Darin ist auch der Hauptunterschied zu vielen kommerziellen Systemen zu sehen, deren Meßdaten die endgültigen Positionsdaten darstellen, ohne Wissen, welche Algorithmen geräteintern angewandt wurden. Trotz dieser Veränderungen bezüglich der Datenausgabe ist zu berücksichtigen, daß es sich um ein kommerzielles INS handelt, welches nicht speziell auf eine mögliche Integration mit GPS ausgelegt ist. Dies betrifft vor allem die Größe des INS und den technischen Aufbau, der keinen Eingriff in die Hardware erlaubt, wie das Einspeisen eines PPS Signals in das INS zur direkten Zeitreferenzierung der Meßdaten mittels der GPS-Zeit.

Das INS besteht aus zwei Hauptkomponenten: Dies ist zum einen die Navigationseinheit (INU) und zum anderen die Kontrolleinheit. Die Navigationseinheit setzt sich im wesentlichen aus drei Laserkreisel, drei Beschleunigungssensoren und dem internen Prozeßrechner zusammen. Der Prozeßrechner ist

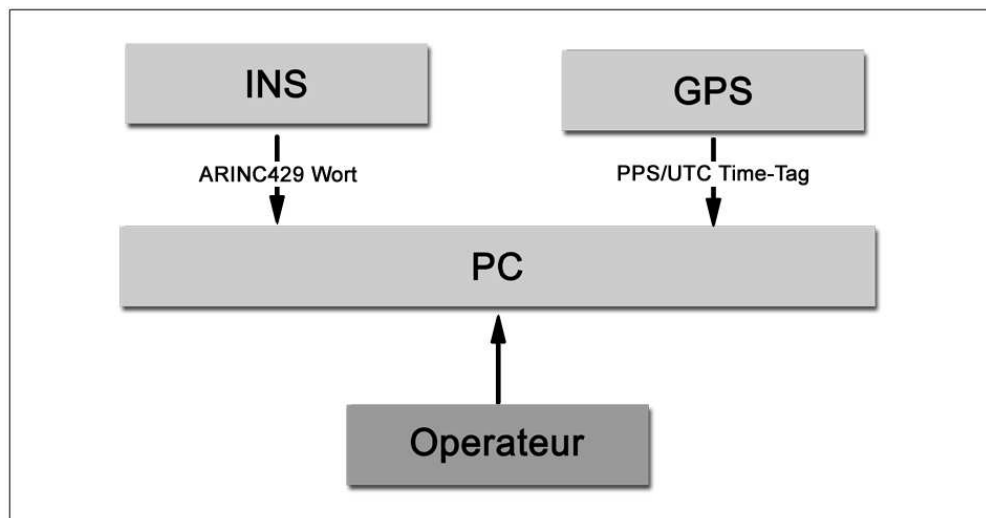


Abbildung 7.1.: Systemkomponenten

für die Vorprozessierung der Rohdaten verantwortlich und stellt sie im Format ARINC 429 mit einer Frequenz von 50 Hz zur Verfügung. Die Kontrolleinheit wird für die direkte Eingabe der Startposition sowie für die Kontrolle des Systems während der Messung benutzt.

7.2. GPS Empfänger

Während der Meßfahrt kommen als Sensoren zusätzlich zu dem oben genannten INS ein GPS Empfänger (Trimble 4000 SSI oder Trimble 4700) zum Einsatz. Beide liefern als primäre Meßdaten Code- und Phasenmessungen auf L_1 und L_2 . Weiterhin werden als sekundäre Meßdaten Dopplermessungen, das Signal-zu-Rauschverhältnis, die autonome Navigationslösung u.a. bereitgestellt. Ebenfalls werden die für eine Integration wichtigen Merkmale wie die Ausgabe eines PPS-Signals und das Einführen einer Zeitmarke (Event) ausgegeben. Auf die für die kombinierte Auswertung äußerst wichtige zeitliche und räumliche Synchronisation wird in Kapitel (7.3) eingegangen.

7.2.1. Re-Akquisitionszeiten der Satellitensignale

Bei der kinematischen Vermessung sollte neben einer hohen Aufzeichnungsrate des GPS Empfängers auch die Zeit für die Re-Akquise der Satellitensignale nach einem vollständigen Signalabriß berücksichtigt werden, da einerseits eine hohe räumliche Auflösung der zu bestimmenden Trajektorie angestrebt wird und andererseits Datenlücken, welche beispielsweise durch Signalabrisse bedingt sind, möglichst kurz sein sollten. Weiterhin ist zu berücksichtigen, daß der Empfänger in der Lage sein sollte, das L_2 -Signal ebenfalls schnellstmöglich zu re-akquirieren. In der Regel benötigt ein GPS Empfänger da-

Trimble 4000 SSi	L_1			L_2		
Anzahl der SV	Ø	min	max	Ø	min	max
5 SV	12s	4s	64s	-	-	-
6 SV	-	-	-	-	-	-
7 SV	-	-	-	-	-	-

Trimble 4700	L_1			L_2		
Anzahl der SV	Ø	min	max	Ø	min	max
5 SV	5s	3s	13s	9s	3s	14s
6 SV	7s	3s	13s	10s	5s	16s
7 SV	7s	3s	14s	12s	10s	16s

Tabelle 7.1.: Re-Akquisitionszeiten für Trimble 4000 SSi und Trimble 4700 nach vollständigem Signalabriß

für länger als beim L_1 -Signal. Dies liegt darin begründet, daß ein GPS Empfänger den empfangenen Code vom Träger demodulieren muß, um die Daten der Phasenmessung zu erhalten. Dies gelingt bei der L_1 -Frequenz sehr schnell, da der L_1 -Code bekannt ist. Im Fall der L_2 -Code-Messung gelingt die direkte Demodulierung des L_2 -Code nicht, da dieser unbekannt ist. Erst mittels herstellerepezifischen und in aller Regel unveröffentlichten Signalverarbeitungstechniken ist es möglich, den Code auf L_2 zu entschlüsseln, um die Daten der Phasenmessung zu erhalten.

Das schnelle Re-Akquirieren der L_2 -Phase ist für den in der vorliegenden Arbeit benutzten Ansatz wichtig, da die L_2 -Phase bei der Bildung der Widelan-Linear kombination als zusätzliche Kontrolle der vorherigen L_1 -Ambiguitäten (siehe Kap. 9.2.2) hinzugezogen wird. Um die Leistungsfähigkeit der am IPG vorhandenen GPS Empfänger bezüglich der Re-Akquisitionszeiten zu testen, wurde eine Testmessung der B26 zwischen Darmstadt und Dieburg durchgeführt. Die Strecke der B26 eignet sich für diesen Test sehr gut, da dort besonders viele in kurzen Abständen auftretende Brücken bzw. Schilderbrücken vorkommen und somit mit vielen Signalabrissen gerechnet werden muß. Bei der Analyse der Daten des Trimble 4000 SSi (siehe Tab. 7.1) hat sich gezeigt, daß dieser für den Einsatz in einem kinematischen System weniger gut geeignet ist, da er nach dem ersten Signalabriß nicht mehr in der Lage war, die L_2 -Phase zwischen aufeinander folgenden Brücken zu re-akquirieren. Daraus folgt, daß die Fixierung der L_1 -Ambiguitäten nicht mittels Widelan-Lösung und anschließender erneuter L_1 -Fixierung kontrolliert werden kann.

Im Gegensatz dazu ist der Trimble 4700 Empfänger sehr gut für eine kinematische Messung geeignet,

da dieser die L_1 -Phase für 5 Satelliten in durchschnittlich 5 sec re-akquirieren konnte. Ein weiterer positiver Aspekt des jüngeren Gerätes ist, daß das Re-Akquirieren der L_2 -Phase mit durchschnittlich 9 sec kaum länger dauert als bei der L_1 -Phase. Selbst im ungünstigsten Fall braucht der Trimble 4700 für das Wiedererlangen der L_1 -Phase nur 13 sec.

Bei dem Vergleich der beiden Empfängergenerationen zeichnet sich klar ab, daß das modernere Hard- und Softwarekonzept des Trimble 4700 dem alten Trimble 4000 SSI klar überlegen ist und für die Messungen mit dem GPS/INS System zu bevorzugen ist. Dies zeigt sich auch in der robusteren Signalverarbeitung des Trimble 4700, da dieser durchweg in der Lage war, durchschnittlich zwei Satelliten mehr zu verfolgen, als der ältere Trimble 4000 SSI, welche infolge der niedrigen Elevation ein geringes Signal-zu-Rauschverhältnis aufwiesen.

7.2.2. Datenverarbeitung

Die Daten des INS werden im Format ARINC 429 gesendet, was die Verwendung einer speziellen Interface-Karte ARINC A429PCI-2G der Firma Tech S.A.T. nötig macht. Die A429PCI-2G Karte basiert auf dem IndustryPack (IP) Standard und ist für den Betrieb in einem PC vorgesehen. Die Karte trägt zwei IP-Slots, wobei ein Slot ein IP-Modul mit jeweils zwei Sende- und vier Empfangskanälen darstellt. Die interne Steuerung erfolgt über ein Siemens SAB167 Mikrocontroller. Neben den Sendern (Tx0 und Tx1) und den Empfängern (Rx0-Rx3), welche den Datenaustausch gemäß dem ARINC Standard ermöglichen, sind zusätzlich vier TTL-kompatible Eingänge (IPMx_IN) und Ausgänge (IPMx_OUT) zur Steuerung externer Geräte auf der Karte untergebracht. Weiterhin steht ein Kanal (IPM0_SYNCH_IN) zur Verfügung, der speziell für die Synchronisation der Karte mit einem externen Ereignis vorgesehen ist. Die Kommunikation vom INS zur Schnittstellenkarte wird über eine 68-Pin SCSI-III Buchse hergestellt, welche mit den beschriebenen Kanälen verbunden ist. Im Lieferumfang der Karte sind die nötigen Treiber für Windows[®]-Betriebssysteme sowie eine Software-Bibliothek, die das Entwickeln benutzerdefinierter Applikationen erlaubt, welche auf die umfangreiche Funktionalität der ARINC A429PCI-2G Karte zugreifen können.

Die zeitliche Referenzierung der eingehenden Daten wird in der A429PCI-2G Karte durch eine Zeitmessung mittels eines internen unabhängigen Oszillators hergestellt. Die Karte kann in zwei Modi betrieben werden. Dies ist zum einen der „Master“ und zum anderen der „Slave“ Modus. Im „Master“ Modus gibt der interne Oszillator den Takt vor und synchronisiert somit alle ankommenden Daten mit der internen Systemzeit, welche im Rahmen von Millisekunden realisiert wird. Im „Slave“-Modus vollzieht die interne Systemuhr beim Eintreffen eines PPS-Signals ein Zurücksetzen des internen Millisekundenzählers und ein Inkrementieren des Sekundenwertes. Damit ist für die Daten ein hochgenauer Zeitrahmen geschaffen worden, der von Driften des A429PCI-2G Oszillators weitestgehend befreit ist. Für das Auslösen des Synchronisationsereignisses wird die steigende Flanke des Pulses (siehe Abb. 7.2) benutzt .

Da das PPS-Signal des GPS Empfängers kompatibel zur verwendeten A429PCI-2G Karte ist, kann

das Signal direkt auf den Eingang der A429PCI-2G Karte gelegt werden und dient dort als „Master“ für die Zeitsynchronisation, so daß die Daten mit einem Zeitstempel des mit der GPS-Zeit synchron laufenden A429PCI-2G Oszillators versehen werden können.

Die empfangenen ARINC 429 Daten (32 bit ARINC 429 Wort) des INS werden mit einem Zeitstempel (32 bit fortlaufende Ganzzahl) versehen. Die einzelnen Datensätze besitzen somit eine Größe von 8 B (32 bit Zeitstempel + 32-Bit ARINC 429 Wort). Die eingehenden Datensätze werden in den Datenpuffern der A429PCI-2G Karte sequentiell gespeichert, bis die Gesamtkapazität der Puffer erschöpft ist. Ist der Pufferspeicher komplett gefüllt, wird der Inhalt der Puffer beginnend mit dem Anfang des Speichers überschrieben. Es ergibt sich ein Kreislauf. Mit Hilfe der mitgelieferten Software-Bibliothek kann ermittelt werden, ob der Puffer gefüllt ist und ausgelesen werden kann. Die Auslesefrequenz der Puffer ist dabei so zu wählen, daß keine Daten überschrieben werden, bevor der Puffer ausgelesen wurde.

7.3. Zeitliche und räumliche Zuordnung

Bei der Konzeption und Realisierung eines Multisensorsystems zu einem integrierten Gesamtsystem stellen sich zwei Aspekte als kritische Problemstellungen heraus: die zwangsläufige räumliche Trennung der einzelnen Meßsensoren sowie die in der Regel unkoordinierten Zeitsysteme der einzelnen Sensoren. Um eine fehlerfreie Integration von INS und GPS zu erhalten, wird die Problematik der räumlichen Trennung über eine räumliche Zuordnung im dreidimensionalen Raum und die unterschiedlichen Zeitsysteme über eine Synchronisation auf eine definierte Zeitskala gelöst.

7.3.1. Zeitsynchronisation

Die verwendeten GPS Empfänger bieten die Möglichkeit, die UTC-Zeit über Schnittstellen zur Verfügung zu stellen. Damit ergibt sich die Option, einen GPS Empfänger als hochgenaue Zeitreferenz für die Zeitsynchronisation mit anderen Systemen zu benutzen. Die Zeitinformation wird in Form eines analogen Signals über die AUX-Schnittstelle (Trimble 4000SSI), bzw. einen wählbaren Port (Trimble 4700) nach Außen geführt. Mit einer Frequenz von 1 Hz wird zu Beginn einer jeden UTC-Sekunde ein Puls mit einer Breite von ca. 1 μ s und einem Pegel von 0 V bzw. 4 V erzeugt (siehe Abb. 7.2). Die Startflanke des Impulses kann positiv oder negativ eingestellt werden. Zusätzlich zu dem PPS-Signal wird auch das sog. „Time-Tag“ (Uhrzeit als ASCII-Zeichenkette) übertragen. Das „Time-Tag“ wird ca. eine halbe Sekunde vor dem dazugehörigen PPS-Signal zur seriellen Schnittstelle übertragen [Trimble Navigation, Ltd. 1995].

Das „Time-Tag“ des GPS Empfängers wird mangels Möglichkeit nicht direkt auf die Schnittstelle der ARINC A429PCI-2G Karte, sondern auf die serielle Schnittstelle des PC übertragen, dort ausgelesen und in den INS Datenstrom eingefügt.

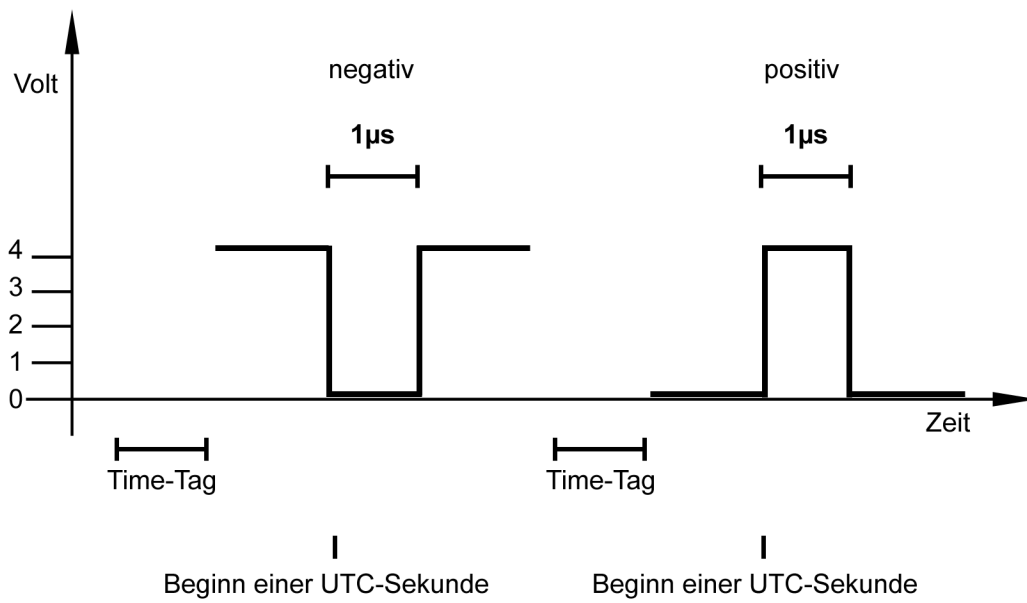


Abbildung 7.2.: PPS Signal

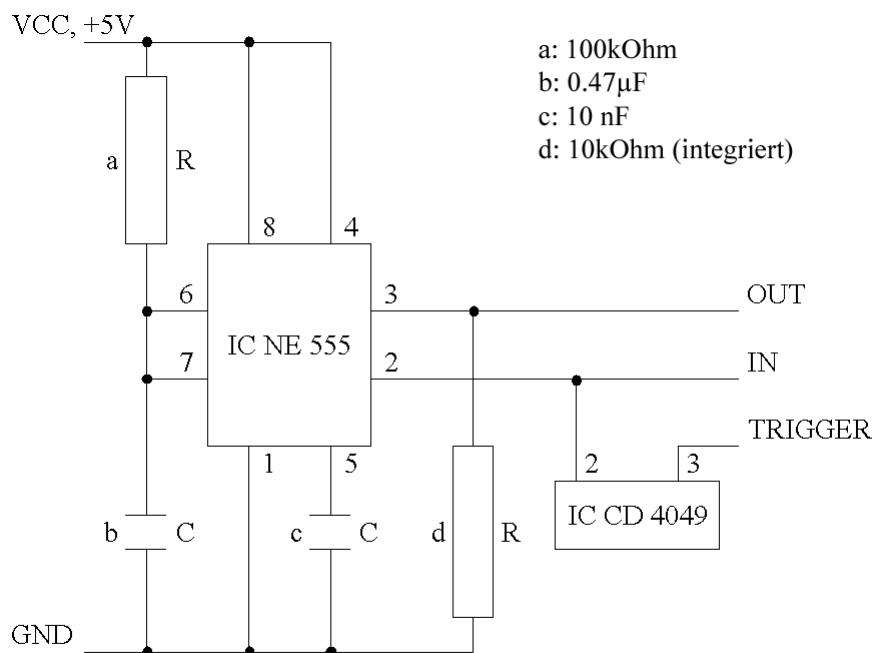


Abbildung 7.3.: Schaltung zur Manipulation des PPS-Signals

Ein konzeptioneller Nachteil der ARINC A429PCI-2G Karte besteht darin, daß der Eingang des PPS-Signals (Kanal IPM0_SYNCH_IN) nicht verifiziert werden kann, da die aktuelle Firmware der Karte keine entsprechende Funktion bereithält. Da allerdings der Status ob der GPS Empfänger ein PPS-Signal gesandt hat oder nicht essentiell ist, wurde eine Lösung entwickelt, welche auf der Einspeisung des PPS-Signals zum einen auf dem dafür vorgesehenen Kanal (IPM0_SYNCH_IN) und zum anderen auf einem weiteren Eingang (IPM0_IN) basiert, an der das Anliegen einer Spannung mittels Bibliotheksfunktionen abgefragt werden kann. Die Verifizierung des PPS-Signals ist erforderlich, da bei einem Ausfall des Synchronisationssignals der interne A429PCI-2G Oszillator weiter inkrementiert und die zeitliche Synchronisation nicht mehr gegeben ist. Dazu mußte allerdings die Pulsbreite des PPS-Signals verlängert werden, da das Modul (IPM0_IN) keine Abtastung von Signalen mit einer Pulsbreite von 1 μ s erlaubt. Um dieses Problem zu lösen, wird durch ein zwischengeschaltetes Modul die Pulsbreite auf 50 ms verlängert, was die Detektion des Pulses auf IPM0_IN erlaubt. Die Stromversorgung des Moduls (+5 V) wird von der ARINC A429PCI-2G Karte über den Kanal IPM0_OUT (Status: aktiviert) zur Verfügung gestellt. Die Bauteile des Moduls sind

- Präzisions-Zeitgeber, 8-polig, IC NE 555
- Invertierender Puffer, 16-polig, IC CD 4049
- Kondensator, 0.47 μ F
- Kondensator, 10 nF
- Widerstand 100 k Ω
- Lochrasterplatte
- IC Sockel
- 25-poliger Sub-D Stecker
- 25-polige Sub-D Buchse
- Gehäuse.

Die Schaltung wurde basierend auf dem Schaltplan (Abb. 7.3) realisiert. Das mittels der elektronischen Schaltung verlängerte Signal hat keine negativen Auswirkungen auf die Zeitstempel der Daten, da die Synchronisation über den Kanal (IPM0_SYNCH_IN) realisiert wird. Das Verlängern und Einspeisen des PPS-Signals auf Kanal (IPM0_IN) dient nur zur visuellen Kontrolle, ob überhaupt ein PPS-Signal empfangen wurde. Weitere Einzelheiten zu Kartenfunktionen und -aufbau sind in [Schüttel 2004] detailliert dargestellt.

7.3.2. Räumliche Zuordnung

In der Regel sind Ursprung des INS und weiterer externer Sensoren nicht identisch. Zwischen den Referenzpunkten der Sensoren, auf die sich die jeweiligen Messungen beziehen, besteht eine räumliche Trennung. Um die räumliche Synchronisation der externen Sensoren mit dem Fahrzeugsystem zu erhalten, werden diese mit Hilfe einer vorherigen terrestrischen Aufnahme bestimmt und in das Fahrzeugsystem transformiert. Hierfür wird zunächst das rechtwinklige, körperfeste Koordinatensystem

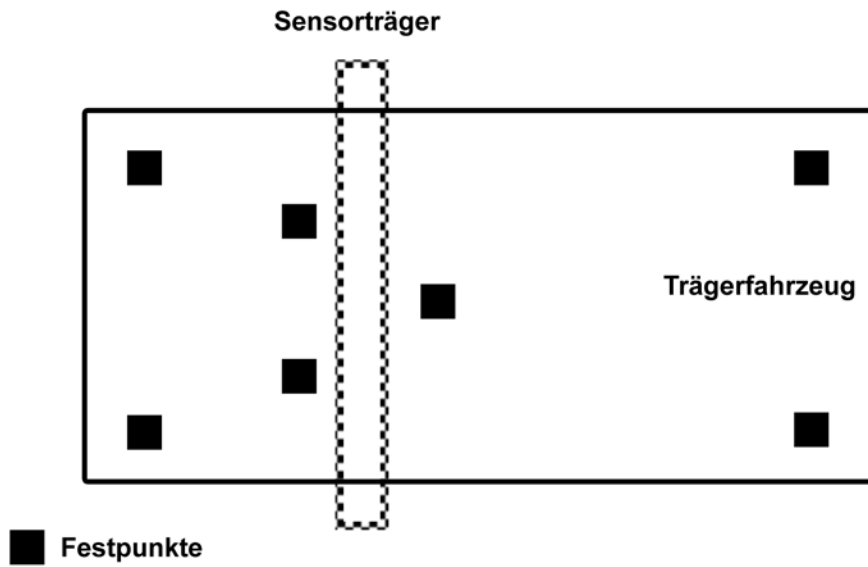


Abbildung 7.4.: Anordnung des Sensorträgers und der Festpunkte auf dem Dach des Trägerfahrzeugs

des INS als Referenzsystem festgelegt. Dieses sog. *Body-System* (siehe A.4) wird durch Markierungen am Gehäuse des INS realisiert. In diesem System werden alle Bezugspunkte der Sensoren eingemessen und daraus die Exzentrizitätsvektoren zwischen INS Ursprung und den Referenzpunkten der weiteren Sensoren (z.B. GPS) gebildet [Heinze 1996]. Zusätzlich zu dem Exzentrizitätsvektor für die GPS Antenne wurde die Möglichkeit geschaffen, zwei weitere Exzentrizitätsvektoren für Sensoren (z.B. ein Kamerasystem) in das System zu integrieren. Dabei ist allerdings zu beachten, daß die Exzentrizitätsvektoren nicht fehlerfrei vorliegen, da z.B. der Nullpunkt des INS i.d.R. nicht exakt bekannt ist und auch die terrestrische Aufnahme nur mit einer endlichen Genauigkeit vorliegt. Gleichmaßen kann bei einer GPS Antenne die Annahme eines konstanten Phasenzentrums nicht aufrecht erhalten werden. Diese Fehler in den Vektoren wirken sich unmittelbar auf die mittels Exzentrum aufgenommenen Punkte, bzw. auf die Updates mittels CUPT aus. Um diese Fehlerquellen möglichst klein zu halten ist ein dreidimensionales Festpunktnetz (siehe Abb. 7.4) auf dem Dach des Trägerfahrzeugs etabliert worden, um die Referenzpunkte der externen Sensoren mittels dreidimensionaler Ausgleichung koordinieren zu können. Die erreichbare Genauigkeit der Referenzpunkte kann mit ca. ± 1 cm angegeben

werden. Voraussetzung für diesen Ansatz ist allerdings, daß das INS stets an derselben Stelle im Trägerfahrzeug eingebaut ist. Andernfalls würde dies zu Fehlern in den Exzentrizitätsvektoren führen. Da allerdings der Einbau des INS mittels eines speziellen Trärgestells in das Trägerfahrzeug erfolgt, kann sichergestellt werden, daß der wiederholte Einbau des INS mit einer Genauigkeit von kleiner als 5 mm möglich ist [Mathes 1998]. Somit ist es möglich die räumliche Trennung der Bezugspunkte der einzelnen Sensoren über verschiedenen Exzentrizitätsvektoren zum Ursprung des INS innerhalb einer integrierten Auswertung zu berücksichtigen.

Die bestimmten Exzentrizitätsvektoren liegen im *Body-System* vor und müssen mittels Glg. (7.1) in das *Navigations-System* (siehe A.3) transformiert werden.

$$\vec{s}^N = C_B^N \vec{s}^B \quad (7.1)$$

Dies erfolgt mit der mittels der C_B^N -Transformationsmatrix, welche den Exzentrumsvektor \vec{s}^B in das *Navigations-System* überführt. Die C_B^N -Matrix wird aus den Eulerwinkeln zusammengesetzt.

8. SIGNA

SIGNA (Satellite and Inertial-Platform based Geodetic Navigation System) stellt die Software Realisierung der neuen Implementation einer Meßfahrt-Software dar, welche auch unter den aktuellen Betriebssystemen (Windows[®] 2000 oder Windows[®] XP) lauffähig ist. Die aktuelle Software zur Erfassung der INS Meßdaten (**SIGNA**) wurde entwickelt, da die Vorgängerversion der Software (LINS [Heinze 1996]) seitens der Software-Architektur keine in vertretbarem Aufwand durchzuführende Veränderungen möglich machte. Das Programm LINS wurde im Rahmen der Forschungstätigkeit am IPG in der Sprache C entwickelt und bietet nicht die Möglichkeiten einer gut strukturierten und objektorientierten Implementierung, die eine rasche Anpassung an andere Gegebenheiten wie die Anpassung an ein anderes INS bietet. Daraufhin wurde bei der Entwicklung ein streng objektorientierter Ansatz verfolgt, um die oben genannten Mißstände zu beheben. Die Software zur INS Meßdatenerfassung wurde im Rahmen einer Diplomarbeit am IPG [Schüttel 2004] entwickelt und erlaubt die Verarbeitung der Navigationsdaten, welche mit dem vorgestellten INS gewonnen werden.

Die Prozessierung mittels **SIGNA** wird entweder im Betriebsmodus „online“ für die Datenaufzeichnung oder „offline“ für die spätere Auswertung mit GPS Daten durchgeführt. In der „online“ sowie in der „offline“ Version findet eine komplette Navigationsrechnung statt, d.h. die während der Aufzeichnung anfallenden Daten werden sofort benutzt, um die Orientierung und Position zu schätzen. Die vollständige Navigationsrechnung wurde implementiert, da die Ausrichtung des Meßsystems auf die Echtzeitanwendung zielt. Die „offline“ Auswertung ist somit nur als Zwischenschritt anzusehen, der aufgrund von Zeitmangel für die Entwicklung des Echtzeitmoduls des Softwarepaktes entstanden ist. Allerdings bietet das „offline“ Modul weitgehende Möglichkeiten der Analyse von neuen Navigationsalgorithmen und Änderungen z.B. an Eingangsgrößen des Kalman-Filters. Dementsprechend scheint eine Weiterentwicklung des „offline“ Moduls empfehlenswert, da somit eine Möglichkeit geschaffen wird, um verschiedenste Parameter zu variieren und deren Auswirkungen zu beobachten.

8.1. Kalman-Filter

Als Basis für die Prozessierung wurde das Kalman-Filter gewählt, da dessen rekursive Arbeitsweise für die Echtzeitverarbeitung sehr geeignet ist. Auf andere Verfahrensweisen zur INS Positionsbestimmung wird deshalb nicht eingegangen und stattdessen auf [Röhrich 1993] verwiesen. Ein weiterer Grund ist das relativ problemlose Einbinden von Beobachtungen zusätzlicher Sensoren, z.B. GPS

siehe Glg. (5.20).

Bei dem Kalman-Filter handelt es sich um einen stochastischen Zustandsschätzer für dynamische Systeme. Dabei wird trotz Störeinflüssen und Unsicherheiten, wie sie die Praxis mit sich bringt, der optimale Schätzwert des Zustandes geliefert [Heinze 1996]. Die rekursive Arbeitsweise des Filters stellt einen Vorteil dar, da zur Bildung eines neuen Schätzwertes und dessen Varianz neben der aktuellen Messung und deren Beobachtungsrauschen nur der alte Wert und dessen Varianz benötigt werden [Schrack 1977].

8.2. Filterprozeß

Dem Filterprozeß liegen zwei Varianten zugrunde: die Prädiktion der Zustände und die Korrektur durch Beobachtungen. Im Zuge der Prädiktion finden lediglich die aus den INS Ausgaben gewonnenen Informationen der aktuellen Epoche Eingang. Mit Hilfe der Transitionsmatrix und der Zustände (siehe Glg. 5.19 und 5.8) der vorhergehenden Epoche werden die aktuellen Zustände und deren Kovarianzen geschätzt. In Erweiterung dessen werden bei dem Update mittels Beobachtungen zusätzliche Informationen über den tatsächlichen momentanen Systemzustand berücksichtigt (Korrektur).

In der vorliegenden Implementierung besitzt das Kalman-Filter sieben Betriebsarten (siehe Tab 8.1), welche sich an die Meßfahrtzuständen anlehnen und zu entsprechenden Variationen des Filterprozesses führen. Während der Meßfahrt (online) kommen ausschließlich Festpunkt-Positionen und Null-Geschwindigkeiten als Beobachtungen in Frage. In der „offline“ Auswertung können zusätzlich auch GPS Positionen und GPS Geschwindigkeiten in die Auswertung eingebracht werden. Dabei wird die aus der GPS Lösung bestimmte Varianz-Kovarianzmatrix der Position als Meßrauschen der Beobachtung angesehen und für die GPS Geschwindigkeiten ein empirisch bestimmtes Meßrauschen von 0.1 m/s angenommen.

SIGNA stellt verschiedene Meßfahrtzustände (DRIVE, ZUPT, CUPT, usw.) zur Verfügung. Die Datenauswertung erfolgt ab dem Alignment, welches sich in Grob- und Fein-Alignment gliedert. Das Alignment wird einmalig vor jeder Messung durchgeführt. Das Grob-Alignment dient hauptsächlich zum Beschaffen von Startwerten für die Orientierungswinkel (Eulerwinkel), wohingegen das Fein-Alignment zur Stabilisierung dieser benötigt wird. Der Übergang von Grob- zu Fein-Alignment geschieht automatisch, wenn die Winkelverbesserungen einen vorab festgesetzten Betrag unterschreiten [Schüttel 2004]. Im Gegensatz dazu wird das Fein-Alignment vom Benutzer abgebrochen, was Erfahrung mit dem Meßsystem voraussetzt. Die Beendigung des Fein-Alignments wird mit dem Wechsel in den „DRIVE“-Modus aktiviert. Ausgehend vom „DRIVE“-Modus kann je nach Bedarf in einen der „Standzustände“ übergegangen werden. Hierzu steht ein Null-Geschwindigkeits-Update („ZUPT“-Modus) und ein Festpunkt-Koordinaten-Update („CUPT“-Modus) zur Verfügung.

Der Ablauf für eine Messung inklusive verschiedener Modi ist in Abbildung (8.1) dargestellt.

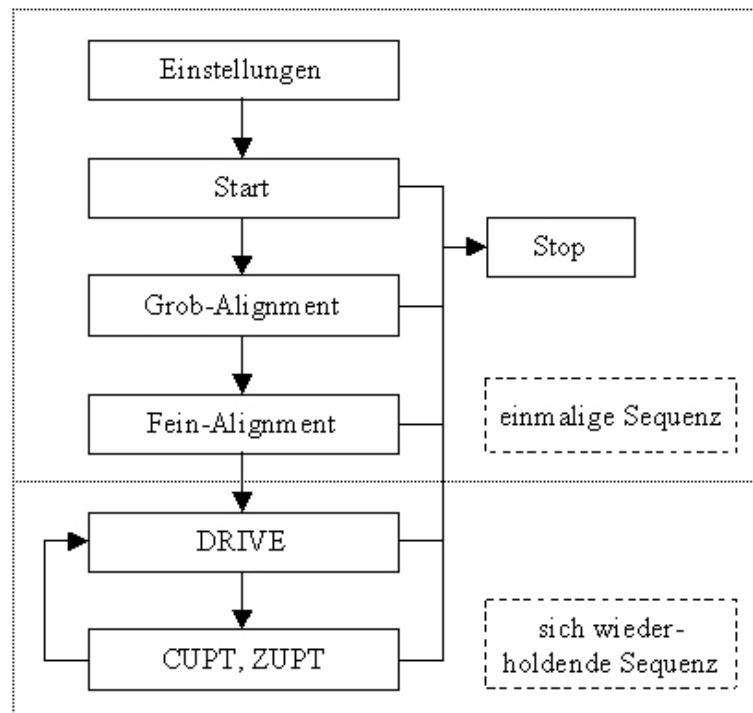


Abbildung 8.1.: Ablauf der Meßfahrt

8.2.1. Kalman-Filter Betriebsarten

Die Meßfahrtzustände ZUPT, CUPT und DRIVE der „online“ Version sind identisch mit denen der „offline“ Version und mußten nicht überarbeitet werden. Für die Integration von GPS in die „offline“ Auswertung mußten Erweiterungen dieser Kalman-Filter Betriebsarten implementiert werden. Diese sind ZUPT+, DRIVE+ und DRIVE++. Eine Zusammenstellung aller in **SIGNA** implementierter Meßfahrtzustände ist in (siehe Tab. 8.1) abgebildet.

Fein-Alignment (FALIGN)

Zu Beginn einer Meßfahrt ist es notwendig, die Ausrichtung der Trägheitsplattform zu ermitteln, d.h. es wird die relative Orientierung des *Body-System* zum *Navigations-System* bestimmt. Dazu muß nach dem Grob-Alignment das Fein-Alignment auf einem koordinierten Punkt durchlaufen werden, bevor in den Fahrtmodus gewechselt werden kann. Der Algorithmus entspricht dem ZUPT-Algorithmus mit dem Unterschied, daß das Fein-Alignment im „closed-loop“ Verfahren die Bias-Stabilitäten der Beschleunigungsmesser und die Drift-Stabilitäten der Kreisel schätzt und die Fehlerzustände der Aus-

Betriebsart	Bedeutung	Bewegungszustand
FALIGN	Fein-Alignment	Stand
CUPT	Festpunkt-Positions-Update	Stand
ZUPT	Null-Geschwindigkeits-Update	Stand
ZUPT+	Null-Geschwindigkeits-Update mit GPS Positions-Update	Stand
DRIVE	Fahrtmodus	Fahrt
DRIVE+	Fahrtmodus mit GPS Positions-Update	Fahrt
DRIVE++	Fahrtmodus mit GPS Positions- und Geschwindigkeits-Update	Fahrt

Tabelle 8.1.: In ***SIGNA*** implementierte Meßfahrtzustände

richtung korrigiert. Der Beobachtungsvektor im Fein-Alignment wird bestimmt zu:

$$\vec{y} = \left| \vec{0} - \vec{v}_{INS} \right| \quad \Rightarrow \quad \vec{y} = \begin{vmatrix} 0 - \dot{\lambda}_{INS} \\ 0 - \dot{\varphi}_{INS} \\ 0 - \dot{h}_{INS} \end{vmatrix} \quad (8.1)$$

Fahrtmodus (DRIVE)

Im Vordergrund der Anwendung steht der DRIVE-Modus (Fahrtmodus), bei dem sich das Fahrzeug in Bewegung befindet. Der DRIVE-Modus ist stellvertretend für die Prädiktion, da keine Beobachtungen von externen Sensoren verarbeitet werden.

Fahrtmodus mit GPS Positionen (DRIVE+)

Eine Erweiterung des DRIVE-Modus stellt der Fahrtmodus DRIVE+ dar. Zusätzlich zur Prädiktion werden aus den GPS Beobachtungen Korrekturwerte der Zustände geschätzt und angebracht. Vor dem Aufstellen der Beobachtungsgleichung ist der Exzentrumsvektor mittels der Transformationsmatrix vom *Body-System* in das *Navigations-System* (C_N^B -Matrix) zu transformieren und anschließend an die GPS Position anzubringen. Die Beobachtungsgleichung für DRIVE+ lautet:

$$\vec{y} = \begin{vmatrix} \vec{P}_{GPS} & - & \vec{P}_{INS} \end{vmatrix} \Rightarrow \vec{y} = \begin{vmatrix} \lambda_{GPS} - \lambda_{INS} \\ \varphi_{GPS} - \varphi_{INS} \\ h_{GPS} - h_{INS} \end{vmatrix} \quad (8.2)$$

Fahrtmodus mit GPS Positionen und Geschwindigkeiten (DRIVE++)

Eine weitere Verbesserung der Positionsschätzung wird durch die Stützung der Geschwindigkeits-Zustände mittels der GPS Geschwindigkeiten erreicht. Der Fahrtmodus DRIVE++ kann demnach als Kombination eines CUPT und ZUPT, in diesem Fall nicht mit Null-Geschwindigkeiten, sondern mit bekannten GPS Geschwindigkeiten, angesehen werden. Die um die Geschwindigkeiten erweiterte Beobachtungsgleichung lautet:

$$\vec{y} = \begin{vmatrix} \vec{v}_{GPS} & - & \vec{v}_{INS} \\ \vec{P}_{GPS} & - & \vec{P}_{INS} \end{vmatrix} \Rightarrow \vec{y} = \begin{vmatrix} \dot{\lambda}_{GPS} - \dot{\lambda}_{INS} \\ \dot{\varphi}_{GPS} - \dot{\varphi}_{INS} \\ \dot{h}_{GPS} - \dot{h}_{INS} \\ \lambda_{GPS} - \lambda_{INS} \\ \varphi_{GPS} - \varphi_{INS} \\ h_{GPS} - h_{INS} \end{vmatrix} \quad (8.3)$$

Festpunkt-Positions-Update (CUPT)

Der CUPT-Modus ist ein Sonderfall des Fahrtmodus mit GPS Positionen (DRIVE+), da nicht die sich von Epoche zu Epoche verändernden GPS Koordinaten in den Filteralgorithmus eingeführt werden, sondern die Koordinaten eines Bodenpunktes. Die Beobachtungsgleichung wird ebenfalls für die Länge, Breite und Höhe formuliert und ist identisch mit Glg. (8.2) mit dem Unterschied, daß \vec{P}_{GPS} durch \vec{P}_{FP} mit $FP = \text{Festpunkt}$ ersetzt wird. Auch ist die räumliche Zuordnung (siehe Kap. 7.3.2) zu beachten, d.h. die Übernahme der Update-Koordinaten in die Beobachtungsgleichung (8.2) kann erst nach dem Anbringen des Exzentrumsvektors erfolgen.

Null-Geschwindigkeits-Update (ZUPT)

Die Fehler der INS Positionierung sind zeitabhängig und steigen rasch an. Als Folge hiervon sollten die Fehlerzustände in regelmäßigen Abständen aktualisiert werden. Dies kann auch mit Hilfe eines ZUPT

erfolgen. Dazu werden beim Halt (Geschwindigkeiten gleich Null) Beobachtungsgleichungen für die Geschwindigkeitskomponenten in der Kalman-Filterung aufgestellt.

Null-Geschwindigkeits-Update mit GPS Positionen (ZUPT+)

Das Einführen von GPS Positionen während eines Null-Geschwindigkeits-Updates wurde implementiert, da trotz dem zu Nullsetzen der Geschwindigkeits-Zustände ein Driften in der Positionslösung während des ZUPT zu beobachten war. Somit ändert sich der Beobachtungsvektor \vec{y} vom ursprünglichen Fall Glg. (8.1) zu:

$$\vec{y} = \begin{bmatrix} \vec{0} & - & \vec{v}_{INS} \\ \vec{P}_{GPS} & - & \vec{P}_{INS} \end{bmatrix} \Rightarrow \vec{y} = \begin{bmatrix} 0 - \dot{\lambda}_{INS} \\ 0 - \dot{\varphi}_{INS} \\ 0 - \dot{h}_{INS} \\ \lambda_{GPS} - \lambda_{INS} \\ \varphi_{GPS} - \varphi_{INS} \\ h_{GPS} - h_{INS} \end{bmatrix} \quad (8.4)$$

Kalman-Filter Regelschleife im Post-Processing

Der Ablauf der Kalman-Filter Regelschleife während der Auswertung ist in Abbildung (8.2) dargestellt. Ausgehend von dem Fein-Alignment wird die Prozessierung der INS Messung gestartet. Dabei wird in jeder Meßepoche der aktuelle Zustand geprüft und abhängig von der Betriebsart verschiedene Module innerhalb des **SIGNA** Kalman-Filters verarbeitet. Wird das Fein-Alignment beendet, befindet sich der Kalman-Filter im DRIVE-Modus. Sind keine GPS Daten für die aktuelle Epoche vorhanden, wird die Prädiktion (DRIVE) aufgerufen. Entspricht die aktuelle INS Epoche der GPS Meßrate, werden die GPS Daten zur INS Zeit synchronisiert und für den Fall, daß GPS Geschwindigkeiten vorhanden sind, das Modul DRIVE++ aufgerufen und der Beobachtungsvektor gemäß Glg. (8.3) aufgestellt. Sind keine GPS Geschwindigkeiten vorhanden, wird stattdessen die Beobachtungsgleichung (8.2) verwendet und die Methode für die Betriebsart DRIVE+ abgearbeitet. Bedingt durch die hohe Meßrate des INS (50 Hz) wird bei einer GPS Meßrate von z.B. einem Hz, nur bei jeder fünfzigsten Epoche die Betriebsart DRIVE+ bzw. DRIVE++ abgearbeitet. In den anderen Fällen erfolgt demnach nur die Prädiktion (DRIVE). Ist im INS Datenstrom vermerkt, daß ein ZUPT stattgefunden hat, so wird für den Fall, daß GPS Daten vorhanden sind, der Beobachtungsvektor (siehe Glg. 8.4) gebildet und das Null-Geschwindigkeits-Update durchgeführt. Das Einbringen von GPS Geschwindigkeiten ist in diesem Fall nicht sinnvoll, da die geschätzten GPS Geschwindigkeiten im kinematischen Fall i.d.R. um den Wert Null streuen und somit die strenge Formulierung, daß die Geschwindigkeit des Trägerfahrzeugs

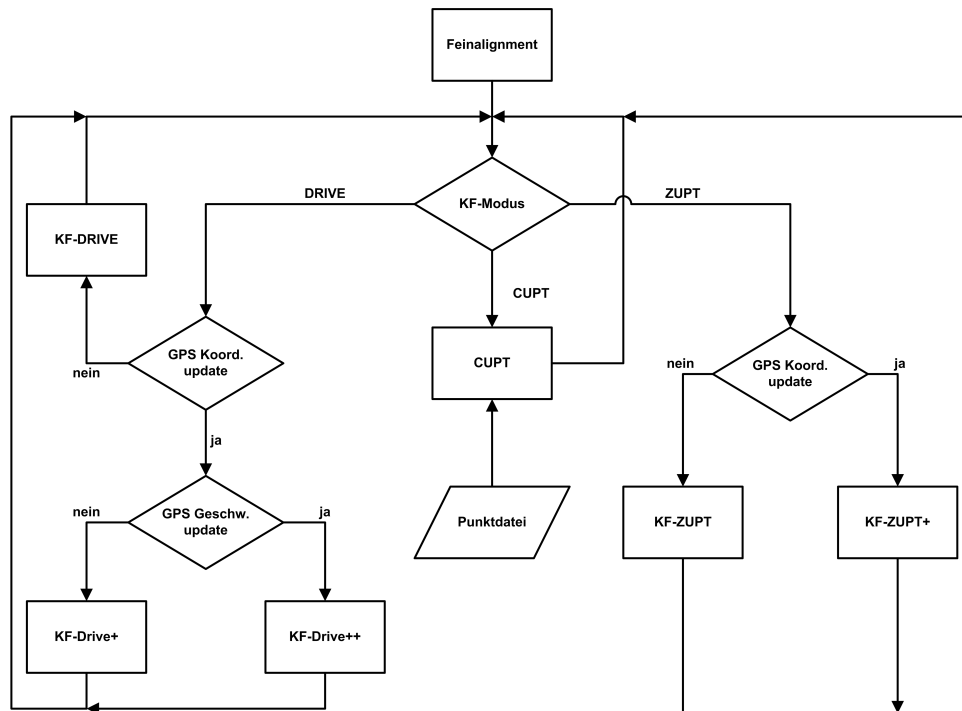


Abbildung 8.2.: Visualisierung der Kalman-Filter Prozeßschleife

gleich Null ist, nicht mehr erfüllt wird. Sind in der aktuellen INS Epoche keine GPS Daten vorhanden, wird der ZUPT-Modus nach Glg. (8.1) prozessiert. Wurde während der Messung ein CUPT ausgeführt, ist dies ebenfalls in der binären Meßdatei vermerkt und es wird die Betriebsart CUPT aufgerufen. Da es möglich ist, während der Messung einen CUPT über einem Punkt auszuführen, dessen Koordinaten nicht bekannt sind, müssen die Koordinaten der benutzten CUPT Punkte in die Punktdatenbank von **SIGNA** eingepflegt werden. Das Filterintervall innerhalb der Regelschleife ist nicht konstant für alle Modi. In den Fahrt-Betriebsarten (DRIVE, DRIVE+ und DRIVE++) beträgt das Filterintervall $\Delta t = 0.02$ sec, um alle Bewegungen des Systems zu detektieren und somit ein nahezu kontinuierliche Repräsentation der Fahrzeugbewegung beschreiben zu können. D.h. der Filterprozeß wird in jeder INS Meßepoche durchlaufen. Im Gegensatz dazu wurde für die Stand-Betriebsarten (FALIGN, CUPT, ZUPT, ZUPT+) eine Filterfrequenz von 10 Hz gewählt. Die Herabsetzung der Filterfrequenz wurde gewählt, da die Sensoren des LaserNav II generell ein schlechtes Signal-zu-Rauschverhältnis aufweisen. Die Größe der Filterfrequenz von 10 Hz wurde mittels Testreihen empirisch in [Heinze 1996] bestimmt und zeichnet sich dadurch aus, daß die so erhaltenen Daten weniger verrauscht sind [Heinze 1996].

9. SKinI

Die Trägerphasenmessung ist das präziseste Verfahren bei der Messung mit GPS und erlaubt das Positionieren im Bereich weniger Zentimeter und besser. Jedoch ist bei der hochgenauen Positionierung das Auflösen der Ambiguitäten unumgänglich, um das Genauigkeitspotential voll auszuschöpfen. Die Ambiguitäten resultieren aus der Tatsache, daß ein GPS Empfänger nur das Phasenreststück des Phasenzyklus messen kann bzw. weiterhin in der Lage ist, Phasennulldurchgänge zu registrieren und sie als Summe des aktuellen Phasenbruchteils und der bisherigen Anzahl der Phasennulldurchgänge zu speichern. Die Anzahl ganzer Phasenzyklen zwischen Satellit und Phasenzentrum der GPS Antenne bleibt während der Messung unbekannt und wird als Mehrdeutigkeit bzw. Ambiguität bezeichnet.

Die Auflösung der Mehrdeutigkeiten ist dabei insbesondere bei den Originalfrequenzen L_1 und L_2 , bedingt durch die Wellenlänge von ca. 19 cm bzw. 24 cm, keine triviale Aufgabe. Zusätzlich hängt die erfolgreiche Fixierung der Ambiguitäten zum großen Teil von dem Betrag der Restfehler in den doppelt differenzierten Phasenbeobachtungen ab, wenn diese Größenordnungen erreichen, die im Bereich der halben Wellenlänge des L_1 -Signals liegen. In diesem Fall ist es oftmals von Vorteil, anstelle der originalen L_1 -Phasenbeobachtung eine Zweifrequenzmessung mittels einer Linearkombination (siehe Kap. 2.3) von Phasenbeobachtungen auf L_1 und L_2 durchzuführen.

In den letzten Jahren wurden verschiedene Verfahren entwickelt, die das Mehrdeutigkeitsproblem innerhalb kürzester Zeit lösen sollen. In [Teunissen 1993] wurde ein Algorithmus vorgestellt, der das Auflösen der ganzzahligen Mehrdeutigkeit auch in der Bewegung erlaubt. Dies bedeutet, daß der Algorithmus prinzipiell mit den Daten einer einzigen Epoche auskommt und somit zu den sog. *On-The-Fly* Algorithmen gezählt werden kann. Dieser Algorithmus wurde hier ausgewählt und dient als Basis für die weiteren Untersuchungen in dieser Arbeit.

9.1. GPS Prozessor

In der im Rahmen dieser Arbeit verwirklichten Software **SKinI** (Satellite Kinematic Inertial) ist ein Suchalgorithmus implementiert, der auf Basis der Methode der kleinsten Quadrate operiert. Den unter diesem Begriff zusammengehörigen Methoden ist gemein, daß diese alle möglichen Integerkombinationen eines Suchraums in eine Ausgleichung nach der Methode der kleinsten Quadrate einführen und versuchen, die korrekte Kombination anhand statistischer Tests zu isolieren [Leinen 1997]. Darüber hinaus bestehen bei diesen Methoden Gemeinsamkeiten beim Berechnungsablauf, welcher im wesent-

lichen in folgenden drei Schritten abläuft:

1. Schätzen der Float-Ambiguitäten und der Varianz-Kovarianzmatrix (siehe Kap. 9.1.1). Basis hierfür ist oftmals eine Startausgleichung mittels differentiellen Code-Beobachtungen, die das Zentrum des Suchbereichs definiert.
2. Suche potentieller Integerkombinationen. Dies erfolgt in der vorliegenden Arbeit mittels der **LAMBDA**-Dekorrelation (siehe Kap. 3) und anschließender Suche im transformierten Ambiguitätenraum sowie Rücktransformation der gefundenen Integerkombinationen.
3. Validierung (siehe Kap. 9.1.2) der gefundenen Integerkombinationen. Dazu wird für alle potentiellen Integerkombinationen eine Ausgleichung mit fixierten Ambiguitäten gerechnet. Anhand statistischer Tests werden diese Kombinationen verworfen oder akzeptiert.

Unterschiede zwischen den Verfahren zeigen sich vor allem in der Auswahl der potentiellen Integerkombinationen, in zusätzlichen Kriterien zur vorzeitigen Verwerfung falscher Kombinationen und in der Form der benutzten statistischen Tests zur Validierung der Integerkombination. Ein Problem bei diesen Verfahren ist die große Anzahl zu testender Integerkombinationen, was sich in erheblichem Rechenaufwand äußert und gerade für Echtzeitanwendungen kritisch ist [Leinen 1997].

Der Algorithmus der vorliegenden Arbeit wurde in der Hinsicht modifiziert, daß nicht nur nach dem besten Satz [Teunissen 1993] von Ambiguitäten, sondern mittels iterativer Steigerung der Anzahl der zu suchenden Kandidaten durchgeführt wird, was einer schrittweisen Vergrößerung des Suchraums gleichkommt. Dieser Weg wurde beschritten, da im Gegensatz zu den (kurzzeit-)statischen Beispielen in [Tiberius und de Jonge 1995] und [Teunissen u. a. 1996a] mit kinematischen Daten gearbeitet wird. Bedingt durch die wesentlich höhere Redundanz bei längeren Beobachtungszeiten ist die Lösung des Ambiguitätenproblems i.d.R. problemlos möglich. Weiterhin arbeitet der Algorithmus des Programmpakets **SKinI** nicht wie in [Teunissen 1995] beschrieben mit den Originalphasen, sondern mit der Widelane-Linearkombination L_5 als primäre Phase zur Auflösung der Ambiguitäten. Basierend auf den fixierten Widelane-Ambiguitäten wird die Positionierung durchgeführt. Nach dem Lösen des Widelane-Problems wird aufgrund dessen Ergebnis versucht die L_1 -Ambiguitäten zu schätzen (siehe Kap. 9.1.1).

Der Arbeitsbereich von **SKinI** ist begrenzt auf kurze Basislinien bis ca. 20 km. Die Begrenzung der Basislinienlänge erfolgt, da der Einfluß der Troposphäre und Ionosphäre nicht als Parameter im Ausgleichungsproblem berücksichtigt werden. Stattdessen werden für den Einfluß der troposphärischen Refraktion Modelle angewandt. Der Einfluß der ionosphärischen Refraktion wird vernachlässigt. Die Vereinfachung des Fehlermodells wird dadurch kompensiert, daß die mit steigender Basislinienlänge auftretenden entfernungsabhängigen Fehlerterme durch die Verwendung von Daten virtueller Referenzstationen vermindert werden (siehe Kap. 4 und 9.3).

Merkmale von SKinI

- *On-The-Fly* Algorithmus zur Bestimmung der Ambiguitäten in der Bewegung
- kinematische Prozessierung
- Voraussetzung sind Zweifrequenzdaten bei ausschließlicher GPS Prozessierung
- Anbringen von Antennenphasenzentrumskorrekturen zur Verbesserung der Phasenmessungen
- Arbeitsweise mit *Double Differences*, d.h. es werden Basislinien zwischen der Rover- und der jeweiligen Referenzstationen gebildet
- Positionierung mit Code-Beobachtungen ($\sigma_{3d} \approx 1 - 3$ m)
- Positionierung mit Widelane-Phase ($\sigma_{3d} \approx 0.05 - 0.20$ m)
- Positionierung mit L_1 -Phase ($\sigma_{3d} \approx 0.02$ m)
- Sequentielle Prozessierung von bis zu vier virtuellen Referenzstationen
- Kombinierte Auswertung von GPS und INS Daten für schnelle und zuverlässige Bestimmung der Mehrdeutigkeiten.

9.1.1. Ambiguitätenauflösung

Der prinzipielle Ablauf für die Ambiguitätensuche innerhalb einer Epoche ist in Abbildung (9.1) skizziert. Auf Basis der Startlösung \hat{x}_c und $\Sigma_{\hat{x}_c}$ werden die potentiellen Integerkombinationen nach der **LAMBDA**-Dekorrelation berechnet.

1. Startlösung: Koordinaten \hat{x}_c und Varianz-Kovarianzmatrix $\Sigma_{\hat{x}_c}$ des Rover-Punktes aus doppelt differenzierten Code-Beobachtungen
2. Berechnung der Widelane Float-Ambiguitäten
3. **LAMBDA**-Dekorrelation der Widelane Float-Ambiguitäten
4. Suche potentieller Widelane-Integerkombination
5. Validierung der gefundenen potentiellen Widelane-Integerkombination
6. Berechnung der Position mit festgesetzten Widelane-Ambiguitäten
7. Berechnung der L_1 Float-Ambiguitäten
8. **LAMBDA**-Dekorrelation der L_1 Float-Ambiguitäten

9. Suche potentieller L_1 -Integerkombination
10. Validierung der gefundenen potentiellen L_1 -Integerkombination
11. Endergebnis: Berechnung der endgültigen Position mit festgesetzten L_1 -Ambiguitäten

Der direkte Weg zur Schätzung der L_1 -Mehrdeutigkeiten über die Code-Lösung \hat{x}_c und $\Sigma_{\hat{x}_c}$ wird in der vorliegenden Arbeit nicht beschritten. Stattdessen erfolgt ein „Umweg“ über die Widelane-Lösung zur Schätzung der L_1 -Ambiguitäten. Die Anzahl der potentiellen L_1 -Integerkombination innerhalb des Suchraums, welcher von der Code-Lösung aufgespannt wird, ist im Vergleich zu dem Suchraum, welcher von der Widelane-Lösung bestimmt ist, wesentlich größer. Dies bedeutet, daß es sehr wahrscheinlich ist, viele Integerkombinationen zu finden, die sich hinsichtlich ihrer Residuenquadratsummen nur geringfügig voneinander unterscheiden werden. Dies führt bei kinematischen Daten in erheblichem Maße zu falschen Fixierungen. Bei langzeit-statischen Beobachtungen fällt diese Problematik nicht so sehr ins Gewicht, da bedingt durch die hohe Redundanz ein Konvergieren der Code-Lösung gegen die korrekte Position zu beobachten ist. Allerdings darf nicht verschwiegen werden, daß gerade bei langen Basislinien auch Langzeitbeobachtungen nicht immer zum gewünschten Erfolg führen, da die Code-Beobachtungen durch systematische Verfälschungen beeinflusst werden können.

Obwohl es theoretisch möglich ist, daß aus der geschätzten Widelane-Lösung die L_1 -Ambiguitäten gerechnet werden können, erfolgt dennoch eine komplette Mehrdeutigkeitssuche, da die Widelane-Lösung ebenfalls durch atmosphärische Fehlereinflüsse verfälscht sein könnte, was zu einer falschen Festsetzung der L_1 -Ambiguitäten führen würde. Die durch die zusätzliche L_1 -Suche verursachte Steigerung der Rechenzeit ist allerdings zu vernachlässigen, da die Widelane-Varianz-Kovarianzmatrix einen im Vergleich zur Code-Lösung nur noch sehr kleinen Suchraum aufspannt. Daraus folgt, daß erheblich weniger L_1 -Integerkombinationen gesucht und validiert werden müssen.

Bestimmung der potentiellen Ambiguitäten

Die Festlegung der Größe des Suchbereichs ergibt sich als Kompromiß zwischen Rechenaufwand und Zuverlässigkeit. Wird der Suchbereich sehr groß gewählt, um sicher zu gehen, daß die potentielle wahre Lösung innerhalb liegt, sind sehr viele Integerkombinationen zu testen. Als Folge davon steigt die Rechenzeit für die Bestimmung der Mehrdeutigkeiten stark an. Dies ist insbesondere für Echtzeitanwendungen ein nicht zu vernachlässigender Aspekt, da dort minimale Rechenzeiten angestrebt werden. Wird stattdessen der Suchbereich sehr klein gewählt, ist die Gefahr groß, daß die korrekte Integerkombination nicht innerhalb des Suchbereichs liegt. Wird dies auf den Positionsraum übertragen, bedeutet das, daß die korrekte Position nicht im Suchraum enthalten ist und somit mittels des Suchverfahrens nicht bestimmt werden kann [Leinen 1997].

Die mittels Code-Lösung \hat{x}_c und $\Sigma_{\hat{x}_c}$ berechnete Näherungslösung bestimmt sowohl Zentrum als auch Ausdehnung des Suchbereichs. Basierend auf der Code-Lösung werden die für die Bestimmung der

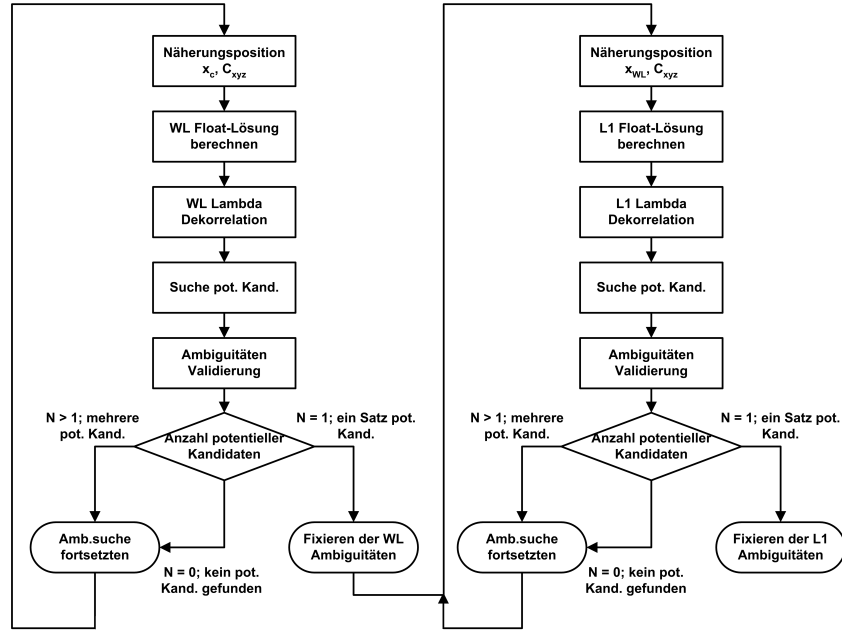


Abbildung 9.1.: Prinzipieller Ablauf des Suchverfahrens

potentiellen Integerkombinationen notwendigen Float-Mehrdeutigkeiten mittels der Gleichungen (9.1) bis (9.3) bestimmt.

$$\Sigma_{\nabla\Delta\hat{N}} = \frac{1}{\lambda^2} (\Sigma_{\nabla\Delta\Phi} + A^T \Sigma_{\hat{x}_c} A) \quad (9.1)$$

$$\nabla\Delta\rho^0 = A\hat{x}_c \quad (9.2)$$

$$\nabla\Delta\hat{N} = \frac{1}{\lambda} (\nabla\Delta\Phi - \nabla\Delta\rho^0) \quad (9.3)$$

mit:

\hat{x}_c	Näherungslösung aus $\nabla\Delta$ -Code-Beobachtungen
$\Sigma_{\hat{x}_c}$	Varianz-Kovarianzmatrix der Näherungslösung \hat{x}
$\Sigma_{\nabla\Delta\Phi}$	Varianz-Kovarianzmatrix der $\nabla\Delta$ -Phasenbeobachtungen Φ
$\nabla\Delta\rho^0$	Näherung der Raumstrecken
A	Design-Matrix der Phasenbeobachtungen
$\nabla\Delta\hat{N}$	Float-Ambiguitäten
$\Sigma_{\nabla\Delta\hat{N}}$	Varianz-Kovarianzmatrix der Float-Ambiguitäten

Zusätzlich erfolgt die Skalierung der Varianz-Kovarianzmatrix der Float-Ambiguitäten $\Sigma_{\nabla\Delta\hat{N}}$ auf das Konfidenzniveau $1 - \alpha = 99\%$. Die Ausdehnung des Suchbereich erfolgt, um die statistische Wahrscheinlichkeit zu erhöhen, daß sich die korrekte Integerkombination innerhalb des aufgespannten Suchraums befindet.

$$\hat{\Sigma}_{\nabla\Delta\hat{N}} = \chi_{f_u, 1-\alpha}^2 \cdot \Sigma_{\nabla\Delta\hat{N}} \quad (9.4)$$

mit: $\chi_{f_u, 1-\alpha}^2$ Fraktil der χ^2 -Verteilung zum Konfidenzniveau $1 - \alpha = 99\%$ und Freiheitsgrad f_u

Der skalierte Suchbereich wird nun von der Varianz-Kovarianzmatrix $\hat{\Sigma}_{\nabla\Delta\hat{N}}$ repräsentiert. Um den Inhalt des Suchbereichs berechnen zu können, erfolgt eine Spektralzerlegung der Matrix $\hat{\Sigma}_{\nabla\Delta\hat{N}}$. Die mittels Spektralzerlegung erhaltenen Eigenwerte der Varianz-Kovarianzmatrix des Hyperellipsoids $\hat{\Sigma}_{\nabla\Delta\hat{N}}$ repräsentieren die Quadrate der Halbachsen des Hyperellipsoids, mit dessen Hilfe der Inhalt bestimmt werden kann.

$$\hat{\Sigma}_{\hat{N}} = \mathcal{Q} \Lambda \mathcal{Q}^T \quad (9.5)$$

mit: \mathcal{Q} Matrix der zugehörigen normierten Eigenvektoren

und der Matrix der Eigenwerte:

$$\Lambda = \begin{vmatrix} \lambda_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \lambda_2 & \dots & 0 \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \lambda_n \end{vmatrix} \quad (9.6)$$

Mit den aus Gleichung (9.5) erhaltenen Eigenwerten wird nun mittels Glg. (9.7) der Inhalt des Hyperellipsoids in Zyklen bestimmt.

$$V_n = \frac{\pi^{\frac{n}{2}}}{\Gamma(\frac{n}{2} + 1)} \prod_{i=1}^n (\lambda_i)^{\frac{1}{2}} \quad (9.7)$$

Der Suchalgorithmus bestimmt ausgehend vom Zentrum $\nabla\Delta\hat{N}$ mittels Einsetzen des Inhalts V_n aus

Glg. (9.7) in Gleichung (3.12) alle potentiellen Integerkombination des skalierten Suchbereichs.

9.1.2. Ambiguitätenvalidierung

Die Validierung der in (9.1.1) gefundenen potentiellen Integerkombinationen erfolgt, um aus der großen Anzahl potentieller Kandidatensätze mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit die richtigen Mehrdeutigkeiten zu finden und alle falschen Integerkombinationen frühzeitig aus dem Validierungsprozeß zu isolieren. Ist die richtige Integerkombination gefunden, wird eine hochpräzise Bestimmung der Basislinie möglich sein. Werden jedoch die falschen Ambiguitäten angenommen, so führt dies zu einer falschen Koordinatenlösung, die trotzdem oftmals eine gute Genauigkeit aufweist. Die Entscheidung für einen Satz von Mehrdeutigkeiten darf aus diesem Grund nicht leichtfertig erfolgen. Problematisch hierbei erweist sich die bei kinematischen Daten geringe Redundanz und demnach auch die verminderte Aussagekraft statistischer Tests, die zur Annahme der richtigen Integerkombination herangezogen werden können. Weiterhin ist es möglich, daß die Daten von systematischen Fehlern kontaminiert sind. Um trotz dieser schwierigen Gegebenheiten einen Ausschluß falscher Ambiguitäten zu erreichen, werden in *SKinI* insgesamt sieben Tests hintereinander durchlaufen:

1. Test auf Kompatibilität zwischen potentieller Position und Code-Position
2. L1-Norm Test der Residuen aller Beobachtungen
3. Test der Residuenquadratsumme der Gesamtausgleichung
4. Ambiguity Function Einzeltest der Residuen
5. Normierter Ambiguity Function Test der Residuen
6. Ratio-Test der akzeptierten Integerkombination
7. L1-Norm der mittleren Fehler der Positionierung

Test #1: Kompatibilität zwischen potentieller Position und Code-Position

Der Suchalgorithmus stützt sich auf die Informationen der Code-Position und der dazugehörenden Varianz-Kovarianzmatrix. Unter der Voraussetzung, daß die korrekten Integer-Ambiguitäten gefunden wurden, sollte die daraus berechnete Position aus statistischer Sicht im Konfidenzbereich der Code-Position liegen. Dieser erste Test prüft die Koordinatendifferenzen zwischen Code-Lösung und berechneter Position anhand der entsprechenden Konfidenzintervalle. Erfüllt die potentielle Integer-

kombination diesen Test nicht, wird sie verworfen.

$$d\hat{x}_{PC(i)} = \hat{x}_{P(i)} - \hat{x}_{C(i)} \quad \text{mit} \quad i = 1 \dots 3 \quad (9.8)$$

$$\sigma_{d\hat{x}_{PC(i)}} = \sqrt{\Sigma_{d\hat{x}_{PC(i,i)}}} \quad \text{Standardabweichung der Koordinatenunterschiede} \quad (9.9)$$

$$|d\hat{x}_{PC(i)}| < \sigma_{d\hat{x}_{PC(i)}} \cdot N(0,1)_{1-\frac{\alpha}{2}} \quad \text{Testkriterium} \quad (9.10)$$

mit: $N(0,1)_{1-\frac{\alpha}{2}}$ Fraktile der Standardnormalverteilung zum Konfidenzniveau $1-\alpha$

Test #2: L1-Norm Test der Residuen aller Beobachtungen

Liegen den Beobachtungen falsche Ambiguitäten zugrunde, wird sich dies in den Residuen niederschlagen. Diese werden im Test #2 durch die L1-Norm getestet:

$$v = A\hat{x} - \nabla \Delta L \quad \text{Residuen der Beobachtungen} \quad (9.11)$$

$$T = \sum_{i=1}^n |v_i| \quad \text{L1-Norm der Residuen} \quad (9.12)$$

$$T < c_v \lambda \cdot n \quad \text{Testkriterium} \quad (9.13)$$

Die Testgröße T wird mittels einer empirischen Konstanten c_v in Zyklen, welche beispielsweise mit 0.1 Zyklen eingesetzt werden kann, überprüft. Der Wert $c_v = 0.1$ führt bei der L_1 -Phase zu einer Testgrenze von $n \cdot 1.9$ cm. Mittels dieses Testkriteriums wird überprüft, ob der Betrag der einzelnen Residuen im Durchschnitt c_v Wellenlängen nicht übersteigt. Wird dieser Test nicht erfüllt, wird diese Integerkombination verworfen.

Test #3: Test der Residuenquadratsumme der Gesamtausgleichung

Bei dem Test der Residuenquadratsumme der Gesamtausgleichung wird geprüft, ob das funktionale und stochastische Modell mit den Beobachtungen übereinstimmt. In der Regel werden falsche Mehrdeutigkeiten zu großen Residuen und damit zu einer großen Residuenquadratsumme Ω führen. Erfüllt eine Integerkombination die Ungleichung (9.14) nicht, wird diese Integerkombination verworfen.

$$\Omega < \chi_{f_u, 1-\alpha}^2 \quad \text{Testkriterium} \quad (9.14)$$

mit: $\chi_{f_u, 1-\alpha}^2$ Fraktile der χ^2 -Verteilung zum Konfidenzniveau $1-\alpha$ mit f_u Freiheitsgraden

Test #4: Ambiguity Function Einzeltest der Residuen

Die Eigenschaft der Cosinus-Funktion, daß sie für kleine Argumente Werte nahe 1.0 annimmt, wird bei der Ambiguity Function als Testgröße für ein einzelnes Residuum herangezogen. Der Vergleichswert \mathcal{G}_{AF} bestimmt die Größe der noch akzeptierten Residuen. Da die Residuen in (9.18) als Winkelwerte eingeführt werden, ergeben sich bei den verschiedenen Wellenlängen verschieden große Residuen (metrisch) bei gleichem Wert \mathcal{G}_{AF} . Wird für die Testgröße beispielsweise $\mathcal{G}_{AF} = 0.8$ gesetzt (entspricht $\frac{\arccos(0.8)}{2\pi} \approx 0.1$ Zyklen), so werden die Widelane-Residuen ab einer Größe von ca. 8.6 cm verworfen. Falls die Ungleichung (9.18) für ein Residuum nicht erfüllt ist, wird die gesamte Integerkombination verworfen.

$$\nabla \Delta \rho_i = A \hat{x} \quad \text{Geometrische Entfernung} \quad (9.15)$$

$$\nabla \Delta \bar{\Phi}_i = \frac{1}{\lambda} \nabla \Delta \rho_i + \nabla \Delta N_i \quad \text{Berechnete } \nabla \Delta \text{-Phase} \quad (9.16)$$

$$d\nabla \Delta \Phi_i = 2\pi(\nabla \Delta \Phi_i - \nabla \Delta \bar{\Phi}_i) \quad \nabla \Delta \text{-Phasenresiduum} \quad (9.17)$$

$$\cos(d\nabla \Delta \Phi_i) > \mathcal{G}_{AF} \quad \text{Testkriterium} \quad (9.18)$$

mit: $i = 1 \dots n$ Laufindex über alle Beobachtungen

Test #5: Normierter Ambiguity Function Test

Bei diesem Test werden im Gegensatz zum Test #4 die Residuen aller Mehrdeutigkeiten der zu testenden Integerkombination betrachtet. Der Wert der Ambiguity Function ist im Idealfall, daß die Residuen gleich Null sind, gleich der Anzahl der Beobachtungen. Durch die Division des Wertes der Ambiguity Function durch die beteiligten Beobachtungen wird diese normiert und es ergibt sich ein Idealwert von eins. Wird das Testkriterium in Ungleichung (9.22) nicht erfüllt, wird diese Integerkombination

verworfen.

$$\alpha = \sum_{j=1}^n \cos(d\nabla \Delta \Phi_i) \quad (9.19)$$

$$\beta = \sum_{j=1}^n \sin(d\nabla \Delta \Phi_i) \quad (9.20)$$

$$NAF = \frac{\sqrt{\alpha^2 + \beta^2}}{n} \quad (9.21)$$

$$NAF > \mathcal{G}_{NAF} \quad \text{Testkriterium} \quad (9.22)$$

mit: n Anzahl der Beobachtungen

Test #6: Ratio-Test der akzeptierten Integerkombination

Die Tests #1 bis #5 haben die Aufgabe möglichst früh alle nicht in Frage kommenden Integerkombinationen auszusortieren. Sind nach dem Test #5 mehr als eine potentielle Integerkombination als wahrscheinliche Lösung anzusehen, wird der sog. Ratio-Test durchgeführt. Dieser Test basiert auf dem Verhältnis der Residuenquadratsummen der Integerkombination mit der kleinsten Residuenquadratsumme Ω_{min} zu der Integerkombination mit der nächst größeren Residuenquadratsumme Ω_i^* . Da aus statistischer Sicht die Lösung mit der kleinsten Residuenquadratsumme als die richtige Lösung angesehen werden kann, ist zu zeigen, daß sich die beiden verbleibenden Residuenquadratsummen in statistisch signifikanter Weise unterscheiden. Wird die Ungleichung (9.24) erfüllt, so gilt die Integerkombination mit der kleinsten Residuenquadratsumme als vorläufig angenommen. Wird die Ungleichung nicht erfüllt, so liegen zwei gleich wahrscheinliche Integerkombinationen vor. Die Ambiguitätsuche wird an dieser Stelle abgebrochen und in der nächsten Epoche weitergeführt.

$$T = \frac{\Omega_i^*}{\Omega_{min}} \quad (9.23)$$

$$T > F_{f_u, f_u, 1-\alpha} \quad \text{Testkriterium} \quad (9.24)$$

mit: $F_{f_u, f_u, 1-\alpha}$ Fraktile der Fisher-Verteilung zum Konfidenzniveau $1-\alpha$ und Freiheitsgraden f_u

Ablehnungstest: L1-Norm Test der mittleren Fehler der Positionierung mit festgesetzten Ambiguitäten

Nachdem die Integerkombinationen alle Akzeptanztests durchlaufen haben, ist nur noch ein wahrscheinlicher Satz von potentiellen Mehrdeutigkeiten vorhanden. Dieser wird indirekt mittels Parame-

terbestimmung im Positionsraum einem letzten Test unterzogen. In [Söhne 1996] wurde in zahlreichen Tests gezeigt, daß die mittleren Fehler deutlich größer als 2 – 3 cm in jeder Koordinatenrichtung sind, falls der falsche Satz von Mehrdeutigkeiten als Lösung angenommen wird. Dies ist prinzipiell richtig, doch wurde in diesen Untersuchungen die Länge der Basislinie nicht berücksichtigt. In **SKinI** wurde stattdessen eine aufgrund von Untersuchungen (siehe Kap. 10.1.1) entfernungsabhängige Bestimmung von empirischen Fehlergrenzen für die Widelane- und L_1 -Positionierung anhand der L_1 -Norm der mittleren Fehler der Koordinatenschätzung implementiert.

Wird die Ungleichung (9.26) erfüllt, wird die in Test #6 vorläufig akzeptierte Integerkombination als die korrekte angesehen und festgesetzt. Mit den nun fixierten Ambiguitäten werden die weiteren Positionsberechnungen durchgeführt.

$$T = \sum_{i=1}^3 |m_{x_i}| \quad (9.25)$$

$$T \leq \mathcal{G}_{f(s)} \quad \text{Testkriterium, abhängig von der Länge der Basislinie} \quad (9.26)$$

Ist aufgrund des letzten Tests die gefundene Integerkombination zu verwerfen, wird die Ambiguitätsuche in der nächsten Epoche weitergeführt.

9.1.3. Direktes Festsetzen der Ambiguitäten bei bekannter Basislinie

Der normale Verlauf einer längeren Messung beinhaltet, daß Satelliten unter die Elevationsmaske fallen und demnach nicht mehr in der Auswertung berücksichtigt werden können. Andererseits werden auch Satelliten neu hinzukommen, d.h. sie steigen über den Grenzwert der Elevationsmaske und können mit ihren Beobachtungen zur Positionierung beitragen. Die neuen Satelliten können allerdings erst zur Berechnung der Position mittels Phasenbeobachtungen hinzugefügt werden, wenn ihre zugehörige Ambiguität gelöst ist. Zur Bestimmung der Mehrdeutigkeit ist es jedoch nicht sinnvoll, den Suchalgorithmus neu zu starten und damit die fixierten Mehrdeutigkeiten der „alten“ Satelliten zu verwerfen. In **SKinI** wird stattdessen die neue Ambiguität berechnet.

Die Berechnung der neuen Mehrdeutigkeit erfolgt über den Zwischenschritt der Phasenpositionierung mittels fixierten Mehrdeutigkeiten der „alten“ Satelliten. Aus den nun bekannten Koordinaten der aktuellen Epoche wird die Raumstrecke $\nabla \Delta \bar{\rho}$ zwischen Referenz und Rover gebildet. Diese ist im Fall der Widelane-Positionierung i.d.R. besser als 15 cm. Die zu erwartende Genauigkeit der geometrischen Strecke bei der L_1 -Positionierung liegt auf dem Niveau von ca. 3 cm. Aus der berechneten Raumstrecke wird mittels Gleichung (9.27) die Float-Mehrdeutigkeit der neuen doppelt differenzierten Beobachtung berechnet. Die erhaltene Float-Mehrdeutigkeit wird mit Gleichung (9.28) auf den nächsten Integer-Wert gerundet. Die direkte Festsetzung auf Integer-Werte ist dann möglich, wenn die Summe der Restfehler in den doppelt differenzierten Beobachtungen deutlich kleiner als die halbe Wellenlänge des benutzten Signals ist [Leinen 1997]. Die Validierung der neuen Mehrdeutigkeit im

Ambiguitätenraum erfolgt über Gleichung (9.29). Dazu wird ein Grenzwert (\mathcal{G}_{L_i}) herangezogen, der empirisch ermittelt wurde. Im Fall der Widelane-Phase hat sich ein Wert von $\mathcal{G}_{L_5} = 0.35$ Widelane-Zyklen ($\hat{=}$ 30.1 cm) bewährt, was einen Sicherheitsabstand von etwa 13 cm beim Runden zur nächsten ganzen Zahl zuläßt. Der Grenzwert zur direkten Festsetzung der L_1 -Phase wurde kleiner gewählt und auf $\mathcal{G}_{L_1} = 0.20$ L_1 -Zyklen ($\hat{=}$ 3.8 cm) gesetzt. Die kleinere Schranke bei der L_1 -Phase muß gewählt werden, da selbst mit $\mathcal{G}_{L_1} = 0.20$ beim Runden nur noch ca. 5.7 cm Sicherheitsabstand zur nächsten ganzen Zahl vorhanden ist. Gerade bei Satelliten deren Elevation nur knapp über der Elevationsmaske liegt, können oftmals stark verrauschte Daten beobachtet werden. Weiterhin ist die Gefahr groß, daß es bei erhöhten atmosphärischen Einflüssen zu einer falschen Festsetzung der Ambiguität kommt, wenn der Grenzwert zu groß gewählt wird.

Nach dem erfolgreichen Festsetzen der Ambiguität wird nun eine Positionierung mit allen Mehrdeutigkeiten durchgeführt. Dies ist der Ausgangspunkt für zwei weitere Akzeptanztests, um die zuverlässige Fixierung der neuen Mehrdeutigkeit zu gewährleisten. Zunächst wird der Ablehnungstest (siehe Kap. 9.1.2) durchlaufen, wobei die L1-Norm der mittleren Fehler der Positionierung überprüft wird. Wird dieser Test passiert, erfolgt der letzte Validierungsschritt. Hierbei wird die L1-Norm der Residuen der Positionierung auf einen Grenzwert hin überprüft. Die Grenze wurde anhand von Realdaten empirisch bestimmt (siehe Kap. 10.1.2) und entspricht einer entfernungsabhängigen Schranke für das normierte Residuum einer Einzelbeobachtung. Dazu wird die L1-Norm aller Residuen gebildet und durch die Anzahl der Beobachtungen geteilt. Passiert die neue Mehrdeutigkeit diese Tests nicht, wird die mit allen Ambiguitäten berechnete Positionierung und die neu bestimmte Mehrdeutigkeit verworfen. Stattdessen wird die Positionierung mittels der „alten“ Ambiguitäten weitergeführt und versucht, die Berechnung der Ambiguität des neuen Satelliten in den folgenden Epochen zu erlangen.

Direkte Mehrdeutigkeitsfestsetzung

$$\nabla\Delta\hat{N}_{L_i} = \nabla\Delta\Phi_{L_i} - \frac{\bar{\rho}}{\lambda_{L_i}} \quad (9.27)$$

$$\nabla\Delta N_{L_i} = \text{nint}(\nabla\Delta\hat{N}_{L_i}) \quad (9.28)$$

$$\left| \nabla\Delta N_{L_i} - \nabla\Delta\hat{N}_{L_i} \right| < \mathcal{G}_{L_i} \quad (9.29)$$

mit

$\nabla\Delta\hat{N}$	Float-Ambiguität
$\nabla\Delta N$	potentielle Mehrdeutigkeit
$\nabla\Delta\Phi_{L_i}$	doppelt differenzierte Phasenbeobachtung
$\bar{\rho}$	geometrische Strecke aus bekannten Koordinaten
L_i	benutztes Signal: L_1 oder L_5

λ_{L_i}	Wellenlänge des benutzten Signals
n_{int}	Operator zur Rundung auf die nächste ganze Zahl
\mathcal{G}_{L_i}	Grenzwert für die direkte Festsetzung

9.2. GPS/INS Modus

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung eines hybriden¹ Systems, wobei die Hybridisierung darin zu sehen ist, daß eine Zusammenstellung verschiedener Meßsysteme mit komplementären Eigenschaften erfolgt, um die Kontrolle, Unterstützung und Komplettierung des Gesamtsystems zu erreichen [Mathes 1998]. Übertragen auf die Thematik dieser Arbeit bedeutet dies, daß GPS und INS sinnvoll mit den Daten des jeweiligen anderen Systems ergänzt werden. Im Fall des INS folgt die Stützung der INS Lösung mittels GPS Koordinaten und Geschwindigkeiten, um die Gerätefehler zu kompensieren und die Genauigkeit der INS geschätzten, hochauflösende Trajektorie zu verbessern. Bezogen auf GPS erstreckt sich die Stützung auf die Ambiguitätenauflösung und das Weiterführen der Koordinatenlösung, auch in den Zeiten in denen keine GPS Lösung aufgrund von z.B. Signalabbrissen möglich ist. Weiterhin bietet das INS den Vorteil, die Trajektorie mit 50 Hz aufzulösen, was mit den vorhandenen GPS Empfängern (siehe Kap. 7.2) nicht möglich ist.

Die räumliche Auflösung der INS geschätzten Trajektorie beträgt bei einer Geschwindigkeit von 60 km/h ca. 0.33 m. Im Gegensatz dazu bieten die GPS Empfänger lediglich eine Meßrate von 2 Hz, was einer Auflösung von ca. 8.3 m bei gleicher Geschwindigkeit entspricht.

9.2.1. Mehrdeutigkeitsauflösung mit Hilfe von INS Daten

Die für die hochgenaue Positionsschätzung notwendige Mehrdeutigkeitssuche wird im wesentlichen von zwei Aspekten beeinflusst. Dies ist zum einen die Güte der a priori Informationen (Koordinatenschätzung für das Zentrum des Suchbereichs) und der Suchraum, welcher von der a priori Information aufgespannt wird. Hinsichtlich dieser Aspekte kann die Ambiguitätenauflösung mittels Einbinden von INS Informationen profitieren, da bedingt durch die höhere Genauigkeit der INS Lösung im Vergleich zur doppelt differenzierten Code-Lösung eine Verkleinerung des Suchraums zu erwarten ist. Dies verringert die Anzahl der möglichen Integerkombinationen und vermindert die Gefahr falscher Ambiguitätenfixierung. Weiterhin bietet sich die Möglichkeit der direkten L_1 -Mehrdeutigkeitssuche, basierend auf den Informationen von INS und der Code-Lösung, ohne die vorherige Schätzung der Widelane-Mehrdeutigkeiten und anschließender Widelane-Positionierung.

Der Ablauf der Mehrdeutigkeitssuche ist exemplarisch in Abbildung (9.2) dargestellt. Ausgangspunkt der Ambiguitätensuche sind die Koordinatenschätzungen des INS und der doppelt differenzier-

¹hybrid (lat.): gemischt, von zweierlei Herkunft, aus Verschiedenem zusammengesetzt; durch Kreuzung, Mischung entstanden.

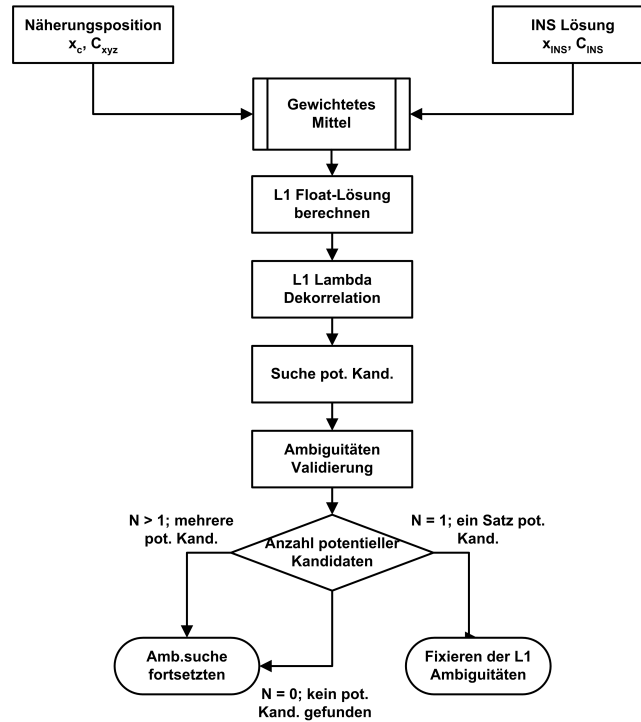


Abbildung 9.2.: Prinzipieller Ablauf des Suchverfahrens mittels INS Informationen

ten Code-Beobachtungen. Aufgrund dieser Informationen wird eine gewichtete Mittelbildung durchgeführt, welche die Startlösung \bar{x} und Σ_x für die Berechnung der Float-Ambiguitäten darstellt (siehe. Kap. 9.1.1). Da direkt nach einem Signalabriß meist keine L_2 -Phasendaten vorhanden sind, wird versucht, aufgrund der Startlösung \bar{x} das L_1 -Mehrdeutigkeitsproblem zu lösen:

1. Startlösung: gewichtetes Mittel \bar{x} und Σ_x aus INS und doppelt differenzierten Code-Beobachtungen.
2. Berechnung der L_1 -Ambiguitäten
3. **LAMBDA**-Dekorrelation der L_1 -Ambiguitäten
4. Suche potentieller L_1 -Integerkombination
5. Validierung der gefundenen potentiellen L_1 -Mehrdeutigkeiten
6. Berechnung der Position mit festgesetzten L_1 -Ambiguitäten

Die sofortige Auflösung der L_1 -Ambiguitäten ist nur unter bestimmten Voraussetzungen möglich. Dazu gehört, daß die Dauer des Signalabrisses nicht zu groß sein darf, da sonst bedingt durch die starken Driften der INS Lösung eine L_1 -Schätzung erschwert wird. Weiterhin ist unmittelbar nach einem Signalabriß mit einer schlechten Satellitengeometrie zu rechnen, da unter Umständen noch nicht alle

verfügbaren Satelliten verfolgt werden können. Dies wirkt sich oftmals negativ auf die Mehrdeutigkeitsbestimmung aus.

In den Abbildungen (9.3) bis (9.5) ist das Fehlerverhalten des am Institut vorhandenen INS aufgezeigt. Aufgetragen ist die Differenz der geschätzten INS Lösung zur Referenzlösung bei einem simulierten Signalabriß in Abhängigkeit der Zeit. Aus den Abbildungen ist ersichtlich, daß wenn die Dauer eines Signalabrisses ca. 30 – 40 sec übersteigt, mit Fehlern der INS Lösung im Bereich von ± 40 cm zu rechnen ist. Dies erschwert die Auflösung der L_1 -Ambiguitäten in der Hinsicht, daß der Ambiguitätensuchalgorithmus nicht mehr stark von der gemittelten INS Lösung und Code-Lösung profitieren kann und der aufgespannte Suchbereich vergrößert wird. Wird allein die INS Lösung betrachtet und die Mittelbildung mit der Code-Lösung nicht berücksichtigt, so fällt auf, daß schon die Genauigkeit der INS Positionsschätzung in Bereiche vordringt, die das Auflösen der L_1 -Mehrdeutigkeiten nicht erlauben. Dies bedeutet, daß die Validierungstests (siehe Kap. 9.1.2) alle gefundenen Integerkombinationen verwerfen. Weitaus schwerwiegender ist aber die Möglichkeit, daß aufgrund der systematisch verfälschten INS Lösung eine falsche Integerkombination als wahre Lösung angenommen wird, da deren Residuenquadratsumme zufälligerweise besser ist als die der korrekten Mehrdeutigkeiten.

Für den Fall, daß die L_1 -Ambiguitäten nicht geschätzt werden können, wird versucht, wenn ausreichend Phasendaten auf beiden Frequenzen vorhanden sind, die Widelane-Mehrdeutigkeiten zu lösen. Meist ist die Genauigkeit der gemittelten Position so gut, daß eine sofortige Auflösung der Widelane-Ambiguitäten gelingt. Aufgrund der Positionsschätzung mit festgesetzten Widelane-Ambiguitäten erfolgt die L_1 -Schätzung analog zu Kapitel (9.1.1).

Filter zur Vereinigung von INS-Lösung und differentieller Code-Lösung Die für die Bildung des gewichteten Mittels notwendigen Informationen werden im Beobachtungsvektor (9.30) zusammengefasst

$$l = \begin{bmatrix} \hat{x}_{\text{INS}} \\ \hat{x}_{\text{DCS}} \end{bmatrix} \quad (9.30)$$

mit:

\hat{x}_{INS}	Positionslösung INS
\hat{x}_{DCS}	Positionslösung $\nabla\Delta$ -Code

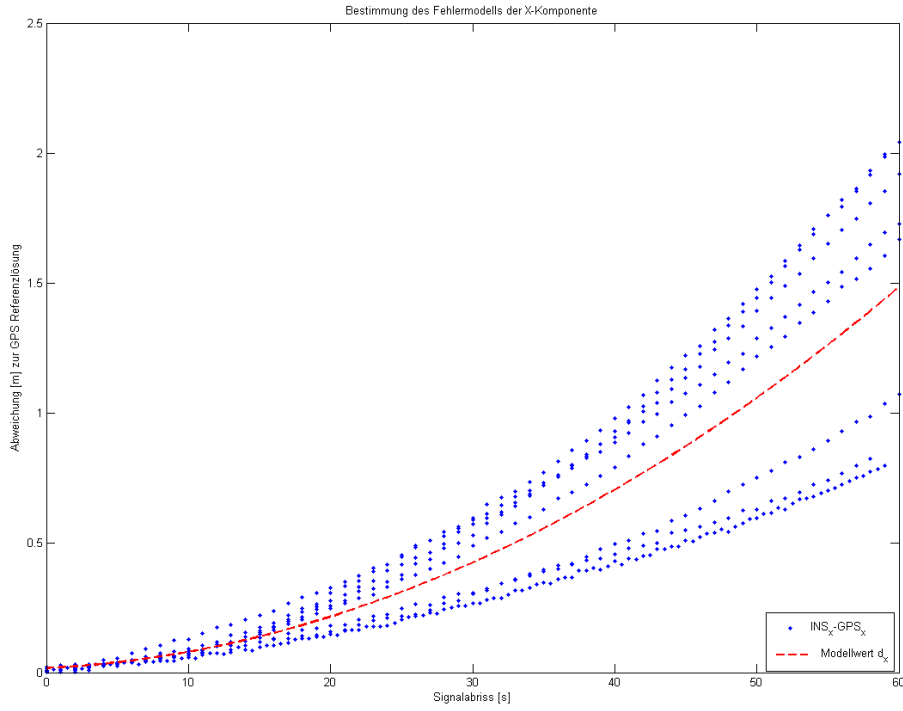


Abbildung 9.3.: Bestimmung des Polynoms zur zeitabhängigen Modellierung des INS Genauigkeitsniveaus der Komponente in X-Richtung

und der zugehörigen Varianz-Kovarianzmatrix Σ_{ll}

$$\Sigma_{ll} = \begin{vmatrix} \Sigma_{\hat{x}_{\text{INS}}} & 0 \\ 0 & \Sigma_{x_{\text{DCS}}} \end{vmatrix} \quad (9.31)$$

Ausgehend von dem Modell der direkt beobachteten Größen, folgt für die Designmatrix A :

$$A = \begin{vmatrix} I \\ I \end{vmatrix} \quad (9.32)$$

Die Berechnung des gewichteten Mittels erfolgt mittels der Gleichungen (9.33) und (9.34)

$$\bar{x} = (A^T \Sigma_{ll}^{-1} A)^{-1} A^T \Sigma_{ll}^{-1} l \quad (9.33)$$

$$\Sigma_{\bar{x}} = (A^T \Sigma_{ll}^{-1} A)^{-1} \quad (9.34)$$

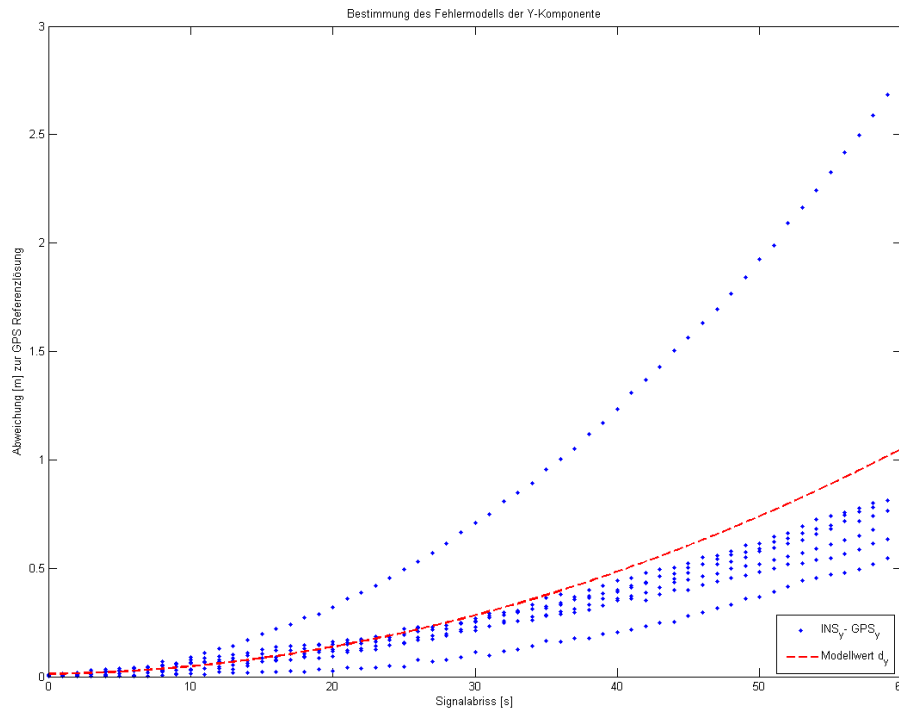


Abbildung 9.4.: Bestimmung des Polynoms zur zeitabhängigen Modellierung des INS Genauigkeitsniveaus der Komponente in Y-Richtung

Die Lösung des Gleichungssystems beinhaltet das gewichtete Mittel \bar{x} und die durch Formel (9.34) verkleinerte Varianz-Kovarianzmatrix $\Sigma_{\bar{x}}$ des Gesamtsystems. Dies wirkt sich in einer nachhaltigen Verringerung des Suchraums für die Mehrdeutigkeitssuche aus.

Bestimmung des Fehlerverhaltens des INS Die Bestimmung des Zentrums der Suche wird im GPS/INS Modus mittels des oben erwähnten gewichteten Mittels gebildet. Problematisch bei diesem Ansatz ist die in der aktuellen Implementation von **SIGNA** zu optimistisch geschätzte Varianz-Kovarianzmatrix der Koordinatenlösung. Im Fall eines Signaldabbrisses wird die Koordinatenlösung vom INS weitergeführt und für jede Epoche die Varianz-Kovarianzmatrix der Lösung prädictiert. Dabei ist bedingt durch die großen Gerätedriften ein schnelles Ansteigen der Differenzen zur korrekten Trajektorie zu erwarten. Die prädictierten Varianzen der INS Lösung stellen diesen Zusammenhang allerdings nur ungenügend dar. Die zu optimistische Schätzung des Fehlerverhaltens liegt darin begründet, daß das stochastische Modell des Systemrauschens nicht alle Einflüsse vollständig erfasst. Weiterhin ist das Fehlerverhalten des Systems abhängig von der Fahrdynamik, weswegen eine weitreichende Erfassung des Systemrauschens keine triviale Aufgabe darstellt.

Um diese Problematik zu lösen und ein besseres Modell des Fehlerverhaltens des INS ableiten zu können, ist mit Hilfe von acht Meßfahrten auf der Start- und Landebahn des stillgelegten Flugplatzes

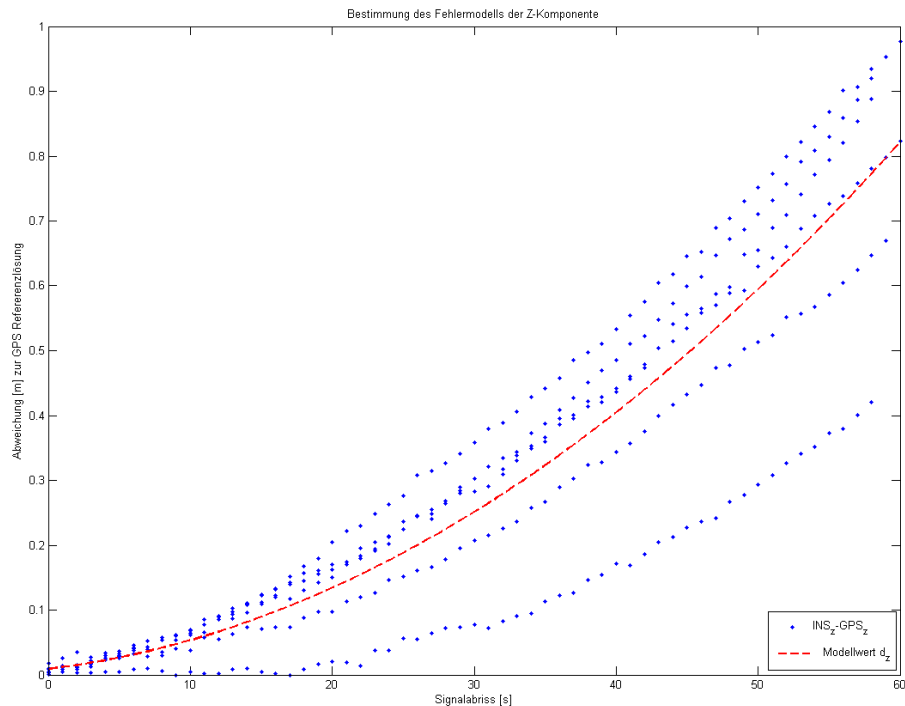


Abbildung 9.5.: Bestimmung des Polynoms zur zeitabhängigen Modellierung des INS Genauigkeitsniveaus der Komponente in Z-Richtung

in Griesheim, die Entwicklung der INS Fehler empirisch bestimmt worden. Allerdings ist die ausgewählte Testumgebung nicht optimal, da dort nicht das ganze Spektrum der Fahrdynamik auftritt. Dies liegt daran, daß dort ausschließlich geradlinige Fahrten bedingt durch die ca. 1.3 km lange Start- und Landebahn durchgeführt werden können. Trotzdem sind die Ergebnisse aus diesen Untersuchungen als geeignet anzusehen, da das Konzept des entwickelten Meßsystems auf die Vermessung von Autobahnstücken ausgelegt ist und deswegen die Annahme von geradlinigen Bewegungen durchaus legitim ist.

Die Meßfahrten wurden im GPS/INS Modus durchgeführt, um zusätzlich zur INS geschätzten Lösung eine Referenzlösung mittels GPS zu erhalten. Nachträglich wurden künstliche Signalabrisse von 60 sec Länge generiert, diese der kombinierten Auswertung zugeführt und die INS prädiizierte Lösung mit der vorab bestimmten GPS Referenztrajektorie verglichen. Die Beschränkung auf 60 sec resultiert aus dem Fehlerverhalten des INS, da nach dieser Zeitspanne die Lösungen i.d.R. so große Abweichungen zur korrekten Trajektorie haben, daß die doppelt differenzierte Code-Lösung genauer ist und die Mittelbildung durch den systematischen Einfluß der INS Lösung unnötig verfälscht werden würde. Die Auslegung des Filters (siehe Seite 91) in der Software-Implementation ist daraufhin ausgerichtet. Wenn ein Signalabriß länger als 60 sec dauert, wird das Fehlerverhalten des INS nicht mehr modelliert und es erfolgt auch keine Bildung des gewichteten Mittels. Stattdessen wird für die Mehrdeutigkeitssuche

nur noch die Code-Lösung herangezogen.

Die Modellierung des Fehlerverhaltens (siehe Abbildungen 9.3, 9.4 und 9.5) wurde unabhängig für jede Koordinatenrichtung durchgeführt. Hierbei wurden aus allen acht Meßfahrten der Vergleich zwischen der INS Lösung und der Referenztrajektorie betragsmäßig berechnet und daraus jeweils ein ausgleichendes Polynom zweiter Ordnung für die Formulierung der zu erwartenden INS Fehler bestimmt. Die Polynomwerte werden beim Auftreten eines Signalabrisses benutzt, um die Varianz-Kovarianzmatrix der INS bestimmten Lösung abhängig von der Dauer des Abrisses zu berechnen. Basierend auf den aktuellen Varianzen der INS Lösung und dem berechneten Modellwert für die entsprechende Komponente, wird eine Matrix Ω mit Multiplikationsfaktoren (siehe Glg. 9.39) berechnet, mit dem die Varianz-Kovarianzmatrix der INS Lösung skaliert wird. Die Skalierung erfolgt mathematisch streng, um die stochastischen Informationen der Varianz-Kovarianzmatrix der INS Lösung nicht zu vereinfachen und die vorhandenen Korrelationen zu berücksichtigen. Für den Fall, daß die Varianz einer Komponente größer als die empirisch bestimmte Größe ist, wird der entsprechende Multiplikationsfaktor in Ω gleich eins gesetzt. D.h. die geschätzte Varianz bleibt bestehen. Somit wird sichergestellt, daß keine Verkleinerung der ursprünglichen Varianzen erfolgt.

Ausgehend von der Varianz-Kovarianzmatrix (Glg. 9.35) der INS Positionierung werden mittels Gleichungen (9.36) bis (9.38) die Multiplikatoren berechnet, mit denen die ursprüngliche Varianz-Kovarianzmatrix mittels Glg. (9.40) skaliert wird.

$$\Sigma_{\hat{x}_{\text{INS}}} = \begin{vmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_x \sigma_y & \sigma_x \sigma_z \\ \sigma_x \sigma_y & \sigma_y^2 & \sigma_y \sigma_z \\ \sigma_x \sigma_z & \sigma_y \sigma_z & \sigma_z^2 \end{vmatrix} \quad \text{Varianz-Kovarianzmatrix der INS geschätzten Position (9.35)}$$

$$\omega_x = \frac{\sqrt{\check{\sigma}_x}}{\sqrt{\sigma_x}} \quad \text{Multiplikationsfaktor der X-Komponente} \quad (9.36)$$

$$\omega_y = \frac{\sqrt{\check{\sigma}_y}}{\sqrt{\sigma_y}} \quad \text{Multiplikationsfaktor der Y-Komponente} \quad (9.37)$$

$$\omega_z = \frac{\sqrt{\check{\sigma}_z}}{\sqrt{\sigma_z}} \quad \text{Multiplikationsfaktor der Z-Komponente} \quad (9.38)$$

mit:

$$\sqrt{\check{\sigma}_i} \quad \text{Modellwert der Standardabweichung aus Polynom zweiter Ordnung (S. 95)}$$

$$\sqrt{\sigma_i} \quad \text{INS geschätzte Standardabweichung}$$

$$\Omega = \begin{vmatrix} \omega_x & 0 & 0 \\ 0 & \omega_y & 0 \\ 0 & 0 & \omega_z \end{vmatrix} \quad \text{Matrix der Multiplikatoren} \quad (9.39)$$

Mittels der in Gleichungen (9.36) bis (9.38) bestimmten Faktoren wird die Skalierungsmatrix Ω zusammengesetzt, welche die ursprüngliche INS Varianz-Kovarianzmatrix mit Hilfe von Gleichung (9.40) in die skalierte Varianz-Kovarianzmatrix $\check{\Sigma}_{\hat{x}_{\text{INS}}}$ überführt. Die neue Varianz-Kovarianzmatrix stellt eine gute Näherung für das Fehlerverhalten des Systems im Fall eines Signalabrisses dar und dient als Eingangsgröße für das Filter zur Vereinigung der Code- und INS-Lösung.

$$\check{\Sigma}_{\hat{x}_{\text{INS}}} = \Omega \Sigma_{\hat{x}_{\text{INS}}} \Omega^T \quad \text{Skalierung der ursprünglichen Varianz-Kovarianzmatrix} \quad (9.40)$$

Die Vorgehensweise zur Modellierung des Fehlermodells des INS ist allerdings auf die oben beschriebene geradlinige Art der Fahrdynamik beschränkt. Dies bedeutet, daß für andere Dynamiktypen neue Multiplikationsfaktoren ω_i zu bestimmen sind. In diesem Fall sind weitere empirische Untersuchungen anzustellen, welche das Modellieren des Fehlerverhaltens unter den anderen Dynamikzuständen erlauben.

9.2.2. Validierung der INS gestützten L_1 -Ambiguitätensuche

Nach der erfolgreichen Fixierung der L_1 -Mehrdeutigkeiten mit Hilfe der INS Daten, wird die Prozessierung mit den bestimmten Ambiguitäten weitergeführt. Da allerdings die Möglichkeit der falschen Fixierung, obwohl die Mehrdeutigkeiten alle Validierungstests passiert haben, nicht ausgeschlossen werden kann, erfolgt ein weiterer Validierungsschritt. Dies muß berücksichtigt werden, da die INS Lösung besonders bei längeren Signalabrissen aufgrund von systematischen Verfälschungen beeinflusst sein kann.

Wenn nach einem Signalabriß wieder genügend L_2 -Phasendaten vorhanden sind, wird aufgrund der gemittelten Position versucht, eine Widelane-Suche durchzuführen. Diese ist meist erfolgreich, da die Widelane-Suche, bedingt durch die im Vergleich zu den Originalbeobachtungen wesentlich längere Wellenlänge der Widelane-Beobachtungen, unempfindlicher gegenüber ungenauen a priori Startlösungen ist. Nach der erfolgreichen Schätzung der Widelane-Mehrdeutigkeiten wird wieder analog zu Kapitel (9.1.1) eine L_1 -Suche gestartet. Die neu gefundenen L_1 -Mehrdeutigkeiten werden nachfolgend mit den bis dato gültigen verglichen. Für den Fall, daß die Ambiguitäten nicht identisch sind, werden die Mehrdeutigkeiten verworfen und eine neue Schätzung in der nächsten Epoche durchgeführt, welche

auf der Widelane-Lösung basiert.

9.3. Prozessierung mittels virtueller Referenzstationen (VRS)

In der vorliegenden Arbeit wurde für die GPS Positionierung das Modell für Basislinien bis ca. 20 km implementiert, folglich werden atmosphärische Fehlereinflüsse nicht mitgeschätzt. Statt der Schätzung der Fehlereinflüsse werden im Fall der troposphärischen Refraktion Modelle zur Bestimmung der troposphärischen Refraktion benutzt. Weiterhin wurde auf die Modellierung der ionosphärischen Refraktion verzichtet. Dies hat zur Folge, daß mit größer werdenden Abstand des Trägerfahrzeugs von der Referenzstation die entfernungsabhängigen Fehlereinflüsse dominant werden und die Positionierung verfälschen können. Um diesen Mißstand zu beheben, wurde auf das Konzept der VRS zurückgegriffen, welches eine Minimierung der entfernungsabhängigen Fehlereinflüsse erlaubt (siehe Kap. 4). Die Prozessierung erfolgt im derzeitigen Stand der Arbeit sequentiell. Dies bedeutet, daß max. vier virtuelle Referenzstationen nacheinander prozessiert werden können. Dazu werden nach der Messung die Daten der virtuellen Referenzstation entlang der Trajektorie gelegt, so daß eine lückenlose Abdeckung mit Referenzdaten vorliegt. Der Vorteil dieses Konzeptes gegenüber den Arbeiten von [Heinze 1996], [Söhne 1996] und [Mathes 1998] liegt darin, daß eine Meßfahrt eines Autobahnstücks von > 60 km erfolgen kann, ohne daß die Meßstrecke mit lokal aufgestellt Referenzstationen abgedeckt werden muß. Weiterhin kann die Planung der VRS-Standpunkte komplett im Büro erfolgen, da im Gegensatz zu lokalen Referenzstationen keine Erkundung geeigneter Standpunkte der lokalen Referenzstationen in Hinblick auf Abschattungen etc. erfolgen muß. Dies führt zu einer Minimierung der Arbeitszeiten und -kosten, da im Idealfall nur noch die Messung durchgeführt wird, ohne aufwendige Zusatzarbeiten wie Planung, Selektion von geeigneten Standpunkten, Aufstellung und Bewachung von lokalen Referenzstationen.

Die sequentielle Prozessierung der virtuellen Referenzstationen wie sie in **SKinI** implementiert ist, unterscheidet sich in den meisten Punkten nicht von der „klassischen“ Methode mittels physischer Referenzstation. Der gravierendste Unterschied besteht allerdings in der Möglichkeit, auf sich ändernde Koordinaten der Referenzstation zu reagieren, um so eine weitreichende Abdeckung der Trajektorie des Trägerfahrzeugs mit Referenzstationsdaten erhalten zu können. Diese Möglichkeit besteht in aktuell vorhandener kommerzieller Software zur GPS Prozessierung noch nicht und birgt, wie oben erwähnt, Vorteile, was den Einsatzradius des Meßsystems und die damit verbundenen Kosten betrifft. Ausgehend von den theoretischen Erläuterungen ist die Implementierung in der Software **SKinI** anhand dieser Überlegungen erstellt worden.

Innerhalb eines Projektes können mit dem Programm **SKinI** bis zu vier virtuelle Referenzstationen prozessiert werden. Dazu muß beim Import der Rohdaten (RINEX Beobachtungsdateien der virtuellen Referenzstationen sowie der Beobachtungsdatei des auf dem Trägerfahrzeug vorhandenen GPS Empfängers) die zeitliche Synchronisation der Daten der virtuellen Referenzstationen und des

mobilen Empfängers sichergestellt sein. Die chronologische Reihenfolge der Referenzstationen wird beim Prozessieren berücksichtigt und im Rahmen gleicher Zeitintervalle einer virtuellen Referenzstation und eines mobilen GPS Empfänger prozessiert. Für den Fall, daß die Prozessierung an das Ende der VRS Datei angelangt ist, wird programmintern mit der nächsten virtuellen Referenzstation weiter prozessiert. Dabei entsteht beim Wechsel der Referenzstationen eine Unstetigkeitsstelle. Folge davon ist, daß die Ambiguitätensuche neu gestartet werden muß, da sich die Ambiguitäten immer nur auf ein individuelles Paar Referenzstation-Rover beziehen. Die Ambiguitätensuche stellt in diesem Fall allerdings kein größeres Problem dar, da bedingt durch die kontinuierliche INS Lösung hochgenaue Koordinaten zu Verfügung gestellt werden. Das Weiterführen der Koordinatenlösung mittels des INS würde theoretisch das Berechnen der Ambiguitäten aus dem hochgenau bekannten Vektor (neue virtuelle Referenzstation-Rover) erlauben, allerdings wurde dieser Ansatz nicht verfolgt. Stattdessen wird, ausgehend von der INS Lösung und der differentiellen Code-Lösung (siehe Kap. 9.2.1), die gewichtete Koordinatenlösung in den Ambiguitätensuchalgorithmus eingespeist, der aufgrund dieser a priori Informationen und geeigneten Ambiguitätenvalidierungsalgorithmen (siehe Kap. 9.1.2) die korrekten Mehrdeutigkeiten i.d.R. instantan findet.

Der Prozessierungsmodus „VRS“ ist nicht alleine der Konfiguration GPS/INS vorbehalten. Bei der Standard-GPS Auswertung ist das Benutzen einer, bzw. im Fall von kinematischen GPS Messungen, mehrerer virtueller Referenzstationen ebenfalls vorgesehen. Folglich profitiert der ***SKinI*** GPS-Prozessor auch von den Vorteilen, welche die Prozessierung mittels virtueller Referenzstation bietet.

10. Analysen und Feldtests

In diesem Kapitel werden Analysen und Feldtests beispielhaft beschrieben. Hierbei werden zum einen Ableitungen für theoretische Betrachtungen aus den vorherigen Kapitel gestützt, Daten der empirischen Untersuchungen für die Validierungstest in Kapitel (9.1.2) dargelegt und zum anderen die Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems dokumentiert.

10.1. Analysen

10.1.1. Bestimmung des Ablehnungskriteriums „L1-Norm Test der mittleren Fehler der Positionierung“

Die Grenzwerte der im Kapitel (9.1.2) und (9.1.3) benutzten Ablehnungstests für die Ambiguitätenvalidierung basieren auf empirischen Untersuchungen, die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführt wurden. Um eine entfernungsabhängige Bestimmung der Ablehnungskriterien erhalten zu können, wurden diverse Basislinien mit Längen von 1 km bis 15 km untersucht und daraus ein lineares Modell (Glg. 10.1) für diese Kriterien bei Widelane- sowie L_1 -Beobachtungen abgeleitet.

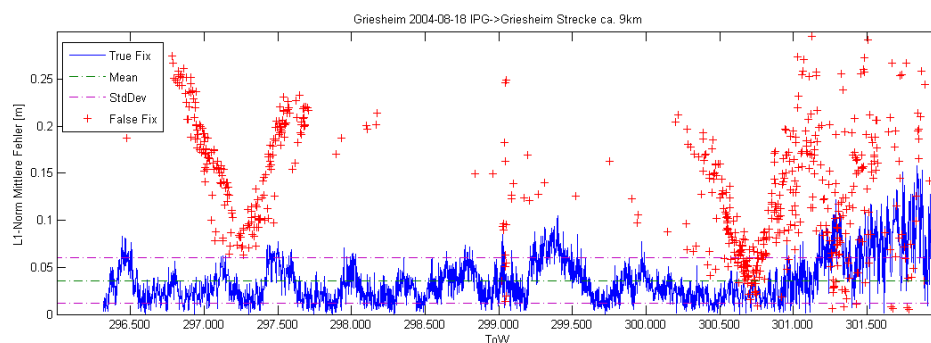


Abbildung 10.1.: Positionsrechnung mit fixierten Ambiguitäten: L1-Norm der mittleren Fehler

$$\mathcal{G}_{f(s)} = 1.5 \cdot 10^{-7} \cdot l + 0.013 \quad [\text{m}] \quad (10.1)$$

mit

l Länge der Basislinie [m]

Zur Darstellung des Versuchsaufbaus wurde exemplarisch eine an den Untersuchungen beteiligte Basislinie ausgesucht (siehe Abb. 10.1). Der Versuchsaufbau für das Ablehnungskriterium „L1-Norm der mittleren Fehler“ wurde dahingehend konzipiert, daß eine Bestimmung der Basislinie vom Referenzpunkt 6511 des Instituts für Physikalische Geodäsie (IPGD) zum Punkt 1002 Flughafen Griesheim erfolgte. Die Länge der Basislinie entspricht ca. 9 km. Die Auswertung der Basislinie erfolgte epochenweise, d.h. in jeder Epoche wurde der Ambiguitätensuchalgorithmus neu gestartet und mit den bestimmten Mehrdeutigkeiten eine Positionierung durchgeführt. Die erhaltenen Koordinaten wurden mit den bekannten Koordinaten des Punktes verglichen und als korrekt angesehen, wenn die Positionierung im Bereich von ± 5 cm in jeder Komponente übereinstimmte. Im anderen Fall wurde eine falsche Mehrdeutigkeitsfestsetzung angenommen. In Abbildung (10.1) ist die L1-Norm der mittleren Fehler bei der korrekten Bestimmung (blaue Linie) und zusätzlich die L1-Norm der fehlerhaften Ambiguitätenbestimmung (rote Pluszeichen) dargestellt.

Das Ablehnungskriterium wurde dahingehend bestimmt, daß bei den als korrekt angesehen Positionierungen das Mittel der L1-Normen und die Standardabweichung gebildet wurden und die Summe aus Mittel und Standardabweichung die obere Grenze für zulässige Werte der L1-Norm bestimmten. Die Addition des Vertrauensbereichs erfolgte aufgrund der zu restriktiven Ablehnungsschranke, wenn nur das Mittel für die Bildung des Kriteriums herangezogen worden wäre. Für das Ablehnungskriterium bedeutet dies, daß sehr viele korrekte Festsetzungen fälschlicherweise verworfen werden. Diese Verfahrensweise wurde bei allen prozessierten Basislinien angewandt. Aufgrund der Ergebnisse der Prozessierungen der verschiedenen Basislinien wurde das lineare entfernungsabhängige Modell für die Ablehnung eines bestimmten Ambiguitätensatzes bestimmt.

Wie in Abbildung (10.1) gut zu sehen ist, ist das Mittel plus die Standardabweichung eine gute Testschranke, um falsche Ambiguitätenfixierungen zu detektieren. Es werden nur wenige wahre Fixierung verworfen, dafür aber der Großteil der falschen Fixierungen detektiert. Der Anstieg der L1-Norm der mittleren Fehler gegen Ende des Meßzeitraums liegt darin begründet, daß sich, bedingt durch nur noch wenig vorhandene Satelliten und der sich bei dieser Messung ergebenden schlechten Satellitengeometrie, ein Anstieg der DOP-Werte bemerkbar macht, was sich in die mittleren Fehler der Positionierung fortpflanzt. Weiterhin ist ersichtlich, daß sich mit abnehmender Anzahl der Satelliten und steigenden DOP-Werten die Wahrscheinlichkeit falscher Fixierungen erhöht, ohne das der letzte Test diese herausfiltern könnte, da deren mittlere Fehler unterhalb der Testschranke liegen, was auf

die zu geringe Redundanz der Positionsschätzung zurückzuführen ist.

10.1.2. Bestimmung des Ablehnungskriteriums „L1-Norm der Residuen der Positionierung“

Ein ähnliches Verfahren wurde beim Test der Residuen der an der Positionierung beteiligten Strecken angewandt, welches in Kapitel (9.1.3) bei der direkten Festsetzung von Ambiguitäten benutzt wird. Die Bestimmung dieses Kriteriums basiert ebenfalls auf denselben Basislinien wie in Kapitel (10.1.1), wohingegen in diesem Fall die L1-Norm der Residuen normiert auf die Anzahl der Beobachtungen analysiert wurde.

$$\mathcal{G}_{L_i} = 4.05 \cdot 10^{-7} \cdot l + 0.003 \quad [\text{m}] \quad (10.2)$$

mit

l Länge der Basislinie [m]

Als Testdatensatz zur Visualisierung des Kriteriums dient die in Kapitel (10.1.1) exemplarisch ausgewählte Basislinie (L_1 -Beobachtungen) mit den Punkten 6511 (IPGD) und 1002 (Griesheim). In Abbildung (10.2) ist die L1-Norm der Residuen normiert auf die Anzahl der Beobachtungen dargestellt. Als obere Grenze des Ablehnungskriteriums wurde das Mittel der L1-Normen plus der Standardabweichung festgesetzt. Als Ergebnis der Auswertung stellt sich ein ähnliches Bild wie bei der L1-Norm der mittleren Fehler dar. Allerdings findet bei diesem Test die Anzahl der an der Positionierung beteiligten Satelliten Eingang. Die Bestimmung der oberen Grenze für die Ablehnung gefundener Ambiguitäten erfolgte ähnlich wie in Kapitel (10.1.1). D.h. für alle prozessierten Basislinien wurde das Mittel der L1-Norm der Residuen normiert auf die Anzahl der Satelliten sowie die dazugehörige Standardabweichung bestimmt. Das lineare Modell (Glg. 10.2) wurde gebildet aus der Summe der Mittel und

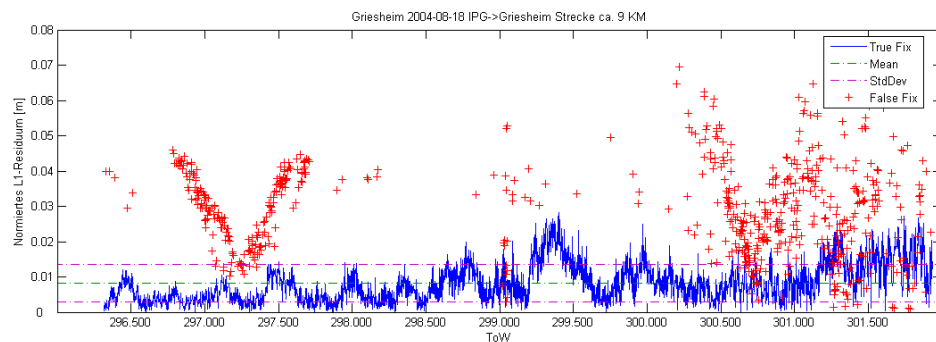


Abbildung 10.2.: Positionierung mit fixierten Ambiguitäten: normierte L1-Norm der Residuen

der Standardabweichung und dient während dem Programmablauf als letzter Validierungsschritt bei der direkten Festsetzung von Ambiguitäten unter Berücksichtigung der Basislinienlänge.

10.1.3. Konsistenzvergleich verschiedener VRS Basislinien

Während einer Meßfahrt mit mehreren Referenzstationen ist unabhängig davon, ob es sich um virtuelle oder reelle Referenzstationen handelt, zu beachten, daß bei dem Wechsel der Referenzstationen eine Neuinitialisierung der Ambiguitäten erfolgen muß. Die „alten“ Ambiguitäten beziehen sich auf die bisherige Referenz-Rover Kombination, welche nach dem Wechsel nicht mehr gegeben ist. Als Folge des Wechsels kann es zu Unstetigkeiten in der Positionslösung kommen, da zum einen neue Ambiguitäten für die Positionierung verwendet werden und zum anderen die „neue“ Referenzstation ein anderes Fehlerbudget aufweisen kann. Um diese Problematik bei der Verwendung von virtuellen Referenzstationen zu untersuchen wurde ein Testnetzwerk (siehe Abb. 10.3 Seite 105) mit 25 virtuellen Referenzstationen in verschiedenen Abständen und Himmelsrichtungen generiert. Diese Konfiguration wurde gewählt, um einerseits den Einfluß entfernungsabhängiger Fehler bei nicht gleichabständigen Referenzstationen untersuchen zu können. Andererseits wurden die Basislinien in verschiedenen Himmelsrichtungen angelegt, um einen etwaigen Richtungseinfluß bei der Prozessierung der Basislinien bestimmen zu können. Als „mobiler“ Standpunkt wurde der Punkt 6511 auf dem Gebäude des Fachbereichs Bauingenieurwesen und Geodäsie gewählt, dessen Koordinaten bekannt sind. Die Messungen wurden am 11.03.2005 von 15:35 h bis 16:35 h und am 13.03.2005 von 09:03 h bis 10:03 h ausgeführt, um etwaige Korrelationen in der Lösung, bedingt durch die Satellitengeometrie, zu vermeiden. Für die Messung wurde ein Trimble 4000 SSi im kinematischen Modus eingesetzt. Die Auswertung der Messung erfolgte gleichermaßen im kinematischen Modus, um eine Messung mit dem Trägerfahrzeug zu simulieren. Zusätzlich wurden für die jeweiligen Tage Informationen vom hessischen SAPOS[©] Webserver heruntergeladen, welche die atmosphärischen Gegebenheiten darstellen. Dies sind zum einen der Einfluß der Ionosphäre in Nord-Süd und Ost-West Richtung (siehe Abb. 10.4 S. 108 und Abb. 10.17 S. 116) und zum anderen geometrische Korrekturen¹ für die jeweiligen Tag in Nord-Süd und Ost-West Richtung (siehe Abb. 10.5 S. 108 und Abb. 10.18 S. 116), welche aus den Beobachtungen der am Netzwerk beteiligten Referenzstationen berechnet werden.

Die Ergebnisse der Auswertung aller Basislinien sind in den Tabellen (10.1) und (10.2) auf Seite 103 und Seite 104 aufgeführt. Die gemittelten Ergebnisse der jeweiligen Basislinien der kinematischen Auswertung passen sehr gut zueinander und stimmen mit den bekannten Koordinaten bis auf wenige Millimeter überein. Aus den Tabellen (10.1) und (10.2) läßt sich ebenfalls, mit der Zunahme der Entfernung von der jeweiligen Referenzstation zu Punkt 6511, ein Anstieg der Standardabweichungen, welche aus den epochenweisen Lösungen der jeweiligen Basislinien resultieren, in den Koordinaten feststellen, was mit der Zunahme des Einflusses der entfernungsabhängigen Fehler direkt zusammenhängt. Dieses Verhalten läßt sich auch direkt aus den gewonnenen Koordinaten (siehe Abb. 10.6) ableiten. Die

¹Troposphäre und Ephemeridenfehler

Tag	Name	X [m]	σ_x [m]	Y [m]	σ_y [m]	Z [m]	σ_z [m]
11.03.05	VRS 0km ZB	4072587.000	0.005	621656.816	0.002	4853112.224	0.005
	VRS 1km Nord	4072586.999	0.005	621656.816	0.002	4853112.224	0.005
15:35h	VRS 1km Nord-Ost	4072586.999	0.005	621656.816	0.002	4853112.224	0.005
bis	VRS 1km Nord-West	4072587.000	0.005	621656.815	0.002	4853112.224	0.005
16:35h	VRS 1km Ost	4072587.000	0.005	621656.817	0.002	4853112.224	0.005
	VRS 1km Süd	4072587.001	0.005	621656.816	0.002	4853112.224	0.005
	VRS 1km Süd-Ost	4072587.000	0.005	621656.816	0.002	4853112.224	0.005
	VRS 1km Süd-West	4072587.001	0.005	621656.815	0.002	4853112.224	0.005
	VRS 1km West	4072587.000	0.005	621656.815	0.002	4853112.224	0.005
	VRS 5km Nord	4072587.000	0.007	621656.815	0.003	4853112.221	0.008
	VRS 5km Nord-Ost	4072587.001	0.007	621656.816	0.003	4853112.221	0.008
	VRS 5km Nord-West	4072587.001	0.007	621656.813	0.003	4853112.221	0.008
	VRS 5km Ost	4072587.002	0.007	621656.817	0.003	4853112.221	0.008
	VRS 5km Süd	4072587.005	0.007	621656.815	0.003	4853112.222	0.009
	VRS 5km Süd-Ost	4072587.004	0.007	621656.816	0.003	4853112.222	0.009
	VRS 5km Süd-West	4072587.004	0.007	621656.813	0.003	4853112.222	0.009
	VRS 5km West	4072587.003	0.007	621656.813	0.003	4853112.221	0.009
	VRS 10km Nord	4072587.000	0.009	621656.814	0.004	4853112.218	0.011
	VRS 10km Nord-Ost	4072587.002	0.009	621656.815	0.004	4853112.219	0.011
	VRS 10km Nord-West	4072587.001	0.009	621656.812	0.004	4853112.218	0.012
	VRS 10km Ost	4072587.005	0.009	621656.816	0.004	4853112.221	0.012
	VRS 10km Süd	4072587.007	0.009	621656.814	0.004	4853112.221	0.013
	VRS 10km Süd-Ost	4072587.006	0.009	621656.815	0.004	4853112.221	0.013
	VRS 10km Süd-West	4072587.005	0.009	621656.813	0.004	4853112.220	0.013
	VRS 10km West	4072587.003	0.009	621656.812	0.004	4853112.219	0.013

Tabelle 10.1.: Ergebnisse Basislinienauswertungen vom 11.03.05

Tag	Name	X [m]	σ_x [m]	Y [m]	σ_y [m]	Z [m]	σ_z [m]
13.03.05	VRS 0km ZB	4072587.000	0.008	621656.815	0.003	4853112.222	0.007
	VRS 1km Nord	4072586.999	0.008	621656.814	0.003	4853112.223	0.008
09:03h	VRS 1km Nord-Ost	4072587.000	0.008	621656.815	0.003	4853112.224	0.008
bis	VRS 1km Nord-West	4072586.999	0.008	621656.814	0.003	4853112.223	0.008
10:03h	VRS 1km Ost	4072587.000	0.008	621656.815	0.003	4853112.224	0.007
	VRS 1km Süd	4072587.000	0.008	621656.814	0.003	4853112.223	0.007
	VRS 1km Süd-Ost	4072587.000	0.008	621656.815	0.003	4853112.224	0.007
	VRS 1km Süd-West	4072587.000	0.008	621656.814	0.003	4853112.223	0.007
	VRS 1km West	4072587.000	0.008	621656.813	0.003	4853112.222	0.007
	VRS 5km Nord	4072587.001	0.008	621656.810	0.005	4853112.233	0.015
	VRS 5km Nord-Ost	4072587.002	0.008	621656.811	0.005	4853112.234	0.014
	VRS 5km Nord-West	4072587.001	0.008	621656.808	0.005	4853112.232	0.014
	VRS 5km Ost	4072587.004	0.008	621656.811	0.005	4853112.234	0.013
	VRS 5km Süd	4072587.004	0.008	621656.809	0.005	4853112.232	0.011
	VRS 5km Süd-Ost	4072587.004	0.008	621656.810	0.005	4853112.234	0.012
	VRS 5km Süd-West	4072587.003	0.008	621656.807	0.005	4853112.231	0.012
	VRS 5km West	4072587.002	0.008	621656.807	0.005	4853112.231	0.013
	VRS 10km Nord	4072587.004	0.010	621656.807	0.007	4853112.240	0.019
	VRS 10km Nord-Ost	4072587.005	0.011	621656.808	0.007	4853112.241	0.018
	VRS 10km Nord-West	4072587.004	0.010	621656.805	0.007	4853112.239	0.018
	VRS 10km Ost	4072587.006	0.010	621656.808	0.007	4853112.240	0.017
	VRS 10km Süd	4072587.006	0.012	621656.806	0.007	4853112.238	0.015
	VRS 10km Süd-Ost	4072587.006	0.011	621656.807	0.007	4853112.239	0.016
	VRS 10km Süd-West	4072587.005	0.011	621656.804	0.007	4853112.237	0.016
	VRS 10km West	4072587.004	0.010	621656.804	0.007	4853112.238	0.017

Tabelle 10.2.: Ergebnisse Basislinienauswertungen vom 13.03.05

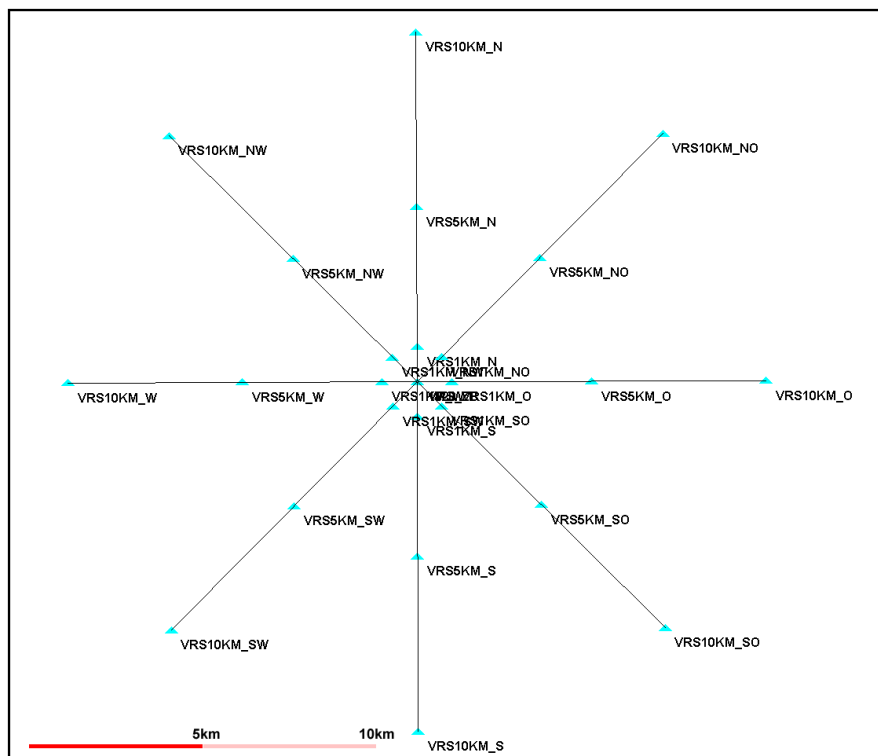


Abbildung 10.3.: Netzkonfiguration der Testtage 11.03.2005 und 13.03.2005

Koordinatenlösungen der Basislinie mit 10 km Abstand vom Punkt 6511 weist mit bis zu ca. ± 7 cm in den Einzelkomponenten eine weitaus größere Streuung auf, als die kurze Basislinie mit 1 km Länge, die mit ca. ± 2 cm eine um den Faktor ≈ 3.5 kleinere Streuung in den Einzelkomponenten aufzeigt.

Aus Abbildung (10.4) ist ersichtlich, daß der Einfluß der Ionosphäre am 11.03.2005 in Nord-Süd Richtung mit bis zu ca. ± 2 ppm und in Ost-West Richtung mit ± 1 ppm gering war. Die genaue Analyse des Einflusses der Ionosphäre in der Nord-Süd Komponente in der Mitte des Meßzeitraumes zeigt einen sprunghaften Anstieg des ionosphärischen Einflusses eines Satelliten auf ca. 2 ppm, der auch in der Positionslösung in Abbildung (10.6) bei ca. 490000 ToW deutlich zu sehen ist. Die in Abbildung (10.5) dargestellten geometrischen Korrekturen für die beteiligten Satelliten liegen i.d.R. deutlich unter einem ppm und sind somit vernachlässigbar. Insgesamt betrachtet, können die atmosphärischen Einflüsse als „ruhig“ bezeichnet werden und stellen für die Auswertung, insbesondere die Ambiguitätenlösung, keine Probleme dar.

Um den Einfluß der unterschiedlichen Entfernungen und Richtungen der Basislinien auf etwaige Unstetigkeiten in der Positionierung zu untersuchen, wurden alle möglichen Kombinationen ausgewertet und miteinander verglichen. Der Vergleich erfolgt aufgrund der Differenzen der einzelnen Koordinatenkomponenten. Es ist zu erwarten, daß unter der Voraussetzung gleicher Fehlereinflüsse und gleicher Basislinienlängen die Koordinatenlösungen gleich sind und demnach die Differenzen um den Wert Null

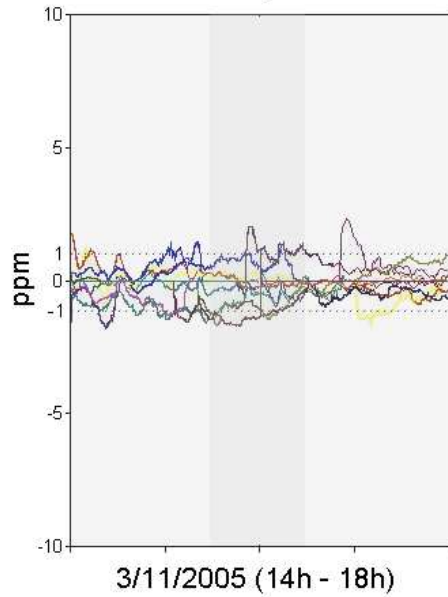
liegen. In Abbildung (10.7) ist der Unterschied in der Positionierung des Punktes 6511 mit VRS 10km Nord zur Positionierung mittels der VRS 10km Süd dargestellt. Die Unterschiede belaufen sich auf ca. ± 1 cm und sind, bezogen auf die Basislinienlängen, sehr gut. Demgegenüber fallen die Differenzen der Positionslösung mittels VRS 10km West und VRS 10km Ost in Abbildung (10.8) um die Hälfte geringer aus und bewegen sich im Bereich von ± 0.5 cm. Die Erklärung der kleineren Differenzen in den verschiedenen Lösungen ist in dem Einfluß der Ionosphäre aus Abbildung (10.4) zu sehen. Der Einfluß in der Nord-Süd Komponente der Ionosphäre ist generell etwas größer als in der Ost-West Komponente, was die geringere Differenz in der Positionierung in Ost-West Richtung erklärt. Die Differenzen in den Basislinien VRS 10km Nord und VRS 10km Nord-West fällt mit ca. ± 0.3 cm noch geringer aus, das ist dadurch zu erklären, daß beide Basislinien ähnlich orientiert und gleiche Abstände zum Punkt 6511 haben und daher zu erwarten ist, daß auf beide nahezu gleiche Fehlereinflüsse wirken. Wird der Abstand der Basislinien verringert (Abb. 10.10), wie bei der Kombination VRS 5km Süd zu VRS 5km West ersichtlich, so verringern sich die Unterschiede in der Positionierung auf den Wert von ca. ± 0.3 cm, da bei geringer werdenden Abständen von Referenz zu Rover ebenfalls auf geringere entfernungsabhängige Fehler geschlossen werden kann. Der kleinere ionosphärische Einfluß in der Ost-West Komponente ist wieder in den Differenzen (Abb. 10.11) der Basislinien VRS 5km West zu VRS 5km Ost erkennbar. Die Unterschiede sind mit ca. ± 0.2 cm nochmals geringer als in der Kombination VRS 5km Süd zu VRS 5km West (Abb. 10.10), da diese Kombination, bedingt durch die südliche Ausrichtung der VRS 5km Süd, einem höheren ionosphärischen Einfluß ausgesetzt ist. Ist der Abstand der Basislinien mit 1 km sehr gering, wie in Abbildung (10.12), so ist ebenfalls der Einfluß der entfernungsabhängigen Fehler so gering, daß auch der größere Einfluß in der Nord-Süd Richtung nicht mehr zum Tragen kommt. In diesem Fall bewegen sich die Differenzen der Basislinien VRS 1km Nord zu VRS 1km Süd im Bereich von ± 0.2 cm und sind somit als gleich anzusehen.

Wird von den gleichabständigen Referenz-Rover-Referenz Kombinationen zu Basislinien unterschiedlicher Länge übergegangen, so ändert sich das Bild in den Differenzen der Lösungen zueinander. In Abbildung (10.13) ist die Differenz der Lösung in den Basislinien VRS 10km Nord und VRS 5km Süd aufgetragen. Der Unterschied beläuft sich auf bis zu ca. ± 1.5 cm und ist demnach größer als bei den 10 km langen aber gleichabständigen Basislinien. Auch in diesem Fall ist wieder der starke Anstieg des ionosphärischen Einflusses zur Hälfte des Meßintervalls (ca. 490000 ToW) in der Positionslösung zu erkennen. Die unterschiedlichen Entfernungen in der Kombination VRS 10km West und VRS 5km Ost (Abb. 10.14) führen auch bei den in Ost-West Richtung orientierten Basislinien zu einem Anstieg in den Differenzen der Positionierungen, so daß der geringere ionosphärische Einfluß nicht mehr zum Tragen kommt und somit die stärker werdenden entfernungsabhängigen Fehler beginnen, die Positionierung zu dominieren. Um eine Aussage zu den Genauigkeiten der Positionierungen zu erhalten und eine etwaige Richtungsabhängigkeit zu detektieren, wurde in Abbildung (10.15) eine Kombination gewählt, welche von beiden Komponenten (Ionosphäre Nord-Süd und Ost-West) beeinflusst wird. Diese Basislinie ist in Richtung Nord-Ost und Süd-Ost orientiert. Eine erkennbare Zunahme der Differenzen

in den Koordinaten ist vorhanden, doch resultieren diese nicht aus der Orientierung der Basislinie, sonder aus den unterschiedlichen Basislinienlängen.

Eine in diesem Netzwerk maximale Abstandsdifferenz zwischen zwei Referenzstationen ist in der Kombination VRS Zero-Baseline und VRS 10km Nord in Abbildung (10.16) zu sehen. Die Differenzen der Positionierung erreichen hierbei Werte von bis zu 4 cm. Dies läßt sich unschwer dadurch erklären, da die Basislinie VRS Zero-Baseline zu Punkt 6511 keinen entfernungsabhängigen Fehlern unterliegt. Im Gegensatz dazu kann in der 10 km langen Basislinien mit in diesem Netzwerk maximal auftretenden Fehlern gerechnet werden. Daraus folgt, daß bei einer ausschließlichen GPS Auswertung dieser Fehlerentwicklung Rechnung getragen werden muß und diese Kombination von stark unterschiedlichen Basislinienlängen vermieden werden sollte. Bei der kombinierten GPS/INS Auswertung würde die Differenz von 4 cm zwar ersichtlich sein, sich aber bedingt durch die Filterung nicht so drastisch auswirken. Dennoch ist diese Kombination von sehr kurzem Abstand zum Rover zu im Vergleich sehr langem Abstand zum Rover zu vermeiden, da sich die Unterschiede in den Positionierungen schon oberhalb des Meßrauschens des entwickelten GPS/INS Systems bewegen.

Differential Ionosphere North-South



Differential Ionosphere East-West

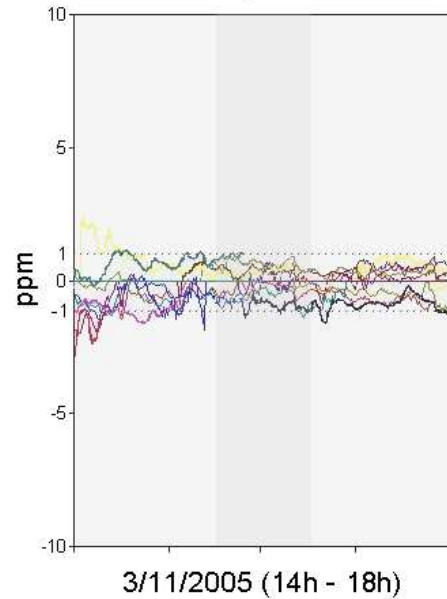
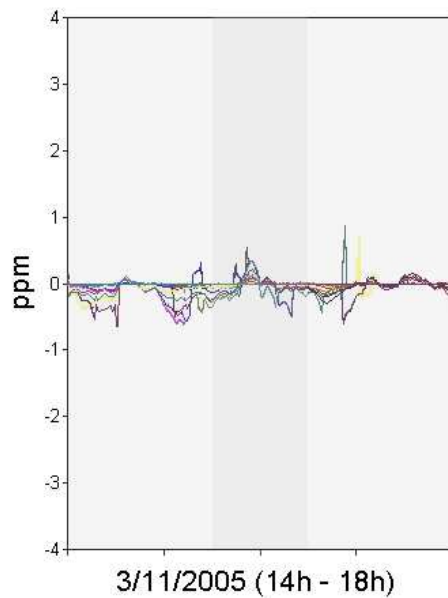


Abbildung 10.4.: Differenzieller ionosphärischer Einfluß für den 11.03.2004 14.00 h bis 18.00 h in Nord-Süd und Ost-West Richtung

Geometric Corrections North-South



Geometric Corrections East-West

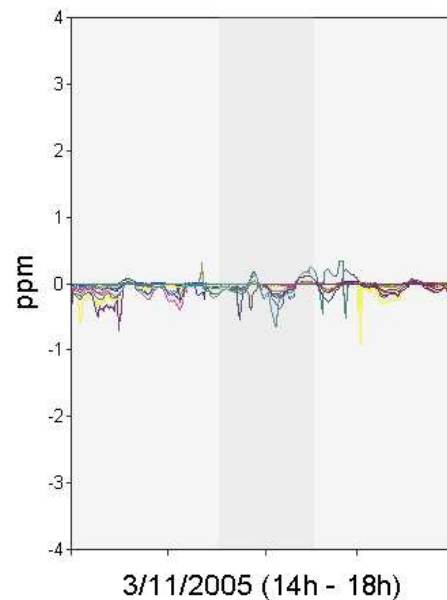


Abbildung 10.5.: Geometrische Korrekturen für den 11.03.2004 14.00 h bis 18.00 h in Nord-Süd und Ost-West Richtung

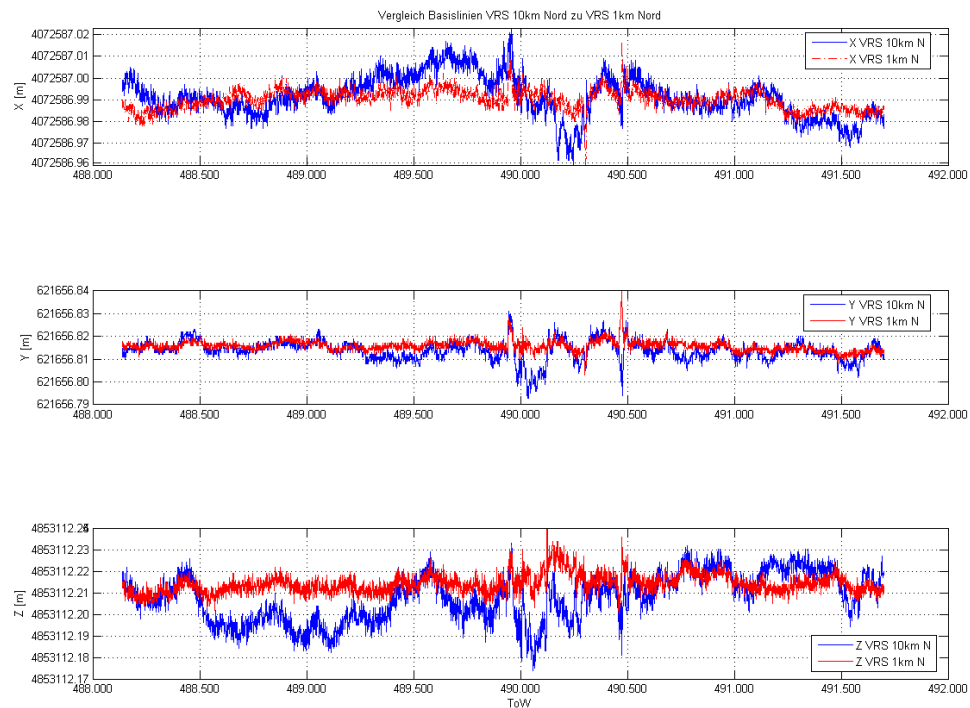


Abbildung 10.6.: Vergleich VRS 10km Nord zu VRS 1km N

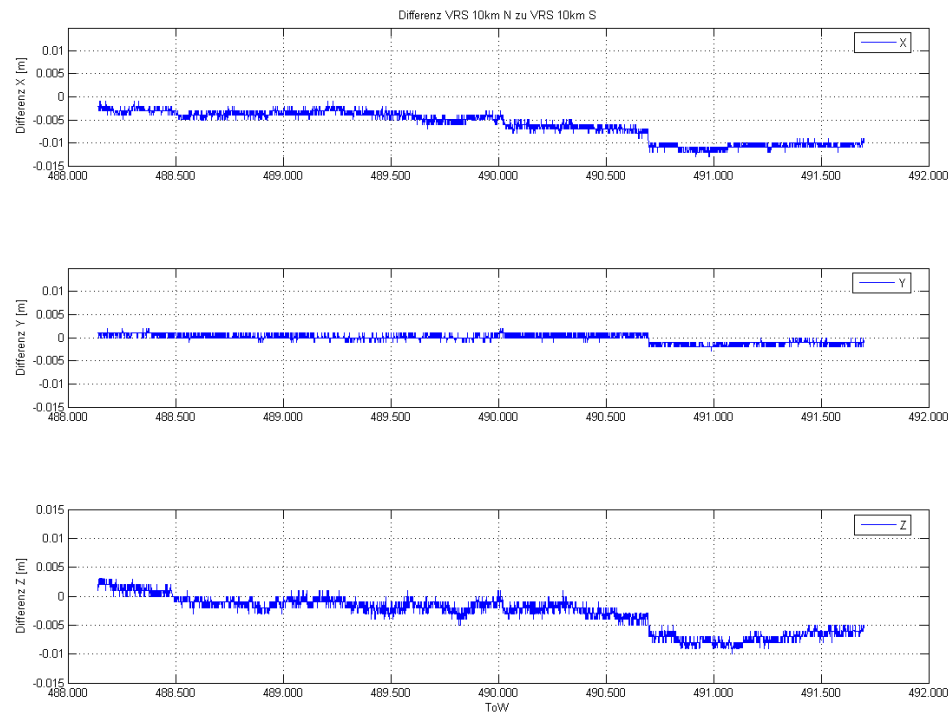


Abbildung 10.7.: Differenzen VRS 10km N und VRS 10km S

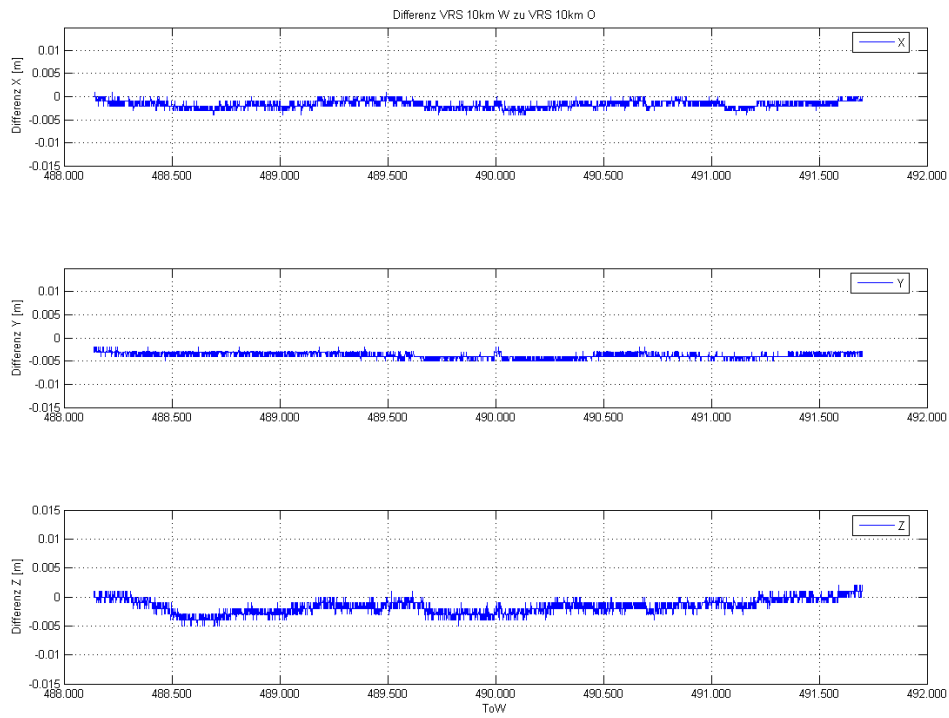


Abbildung 10.8.: Differenzen VRS 10km W und VRS 10km O

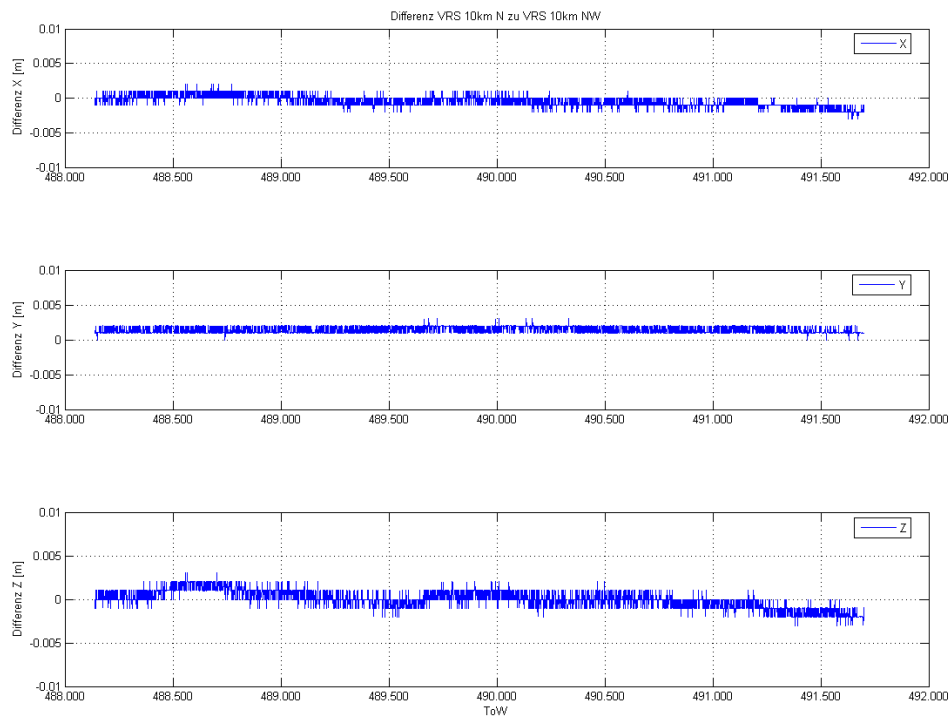


Abbildung 10.9.: Differenzen VRS 10km N und VRS 10km NW

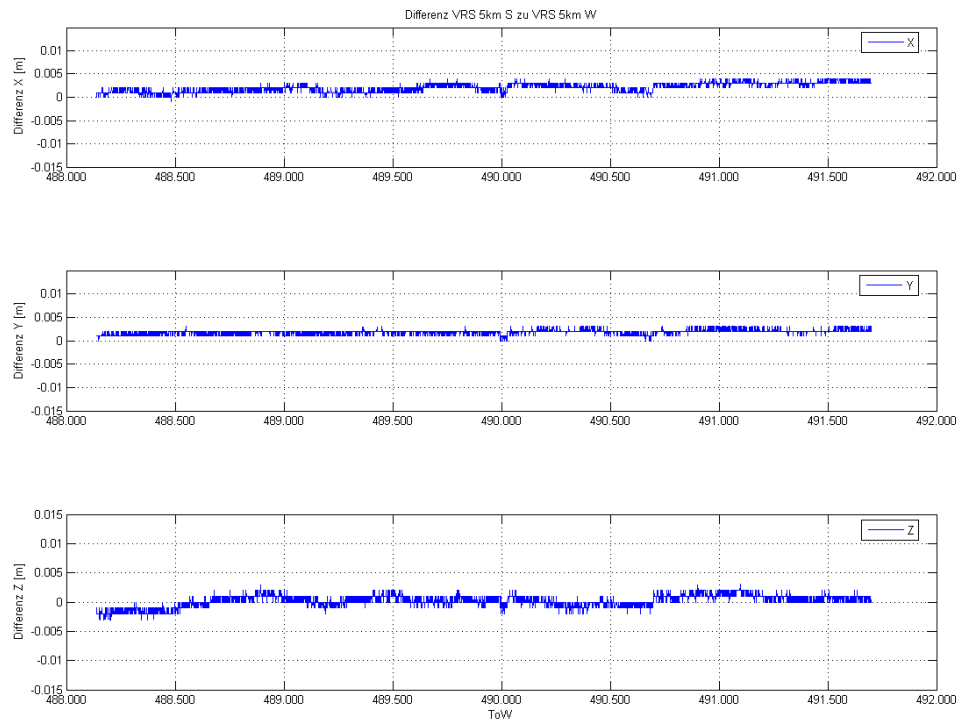


Abbildung 10.10.: Differenzen VRS 5km S und VRS 5km W

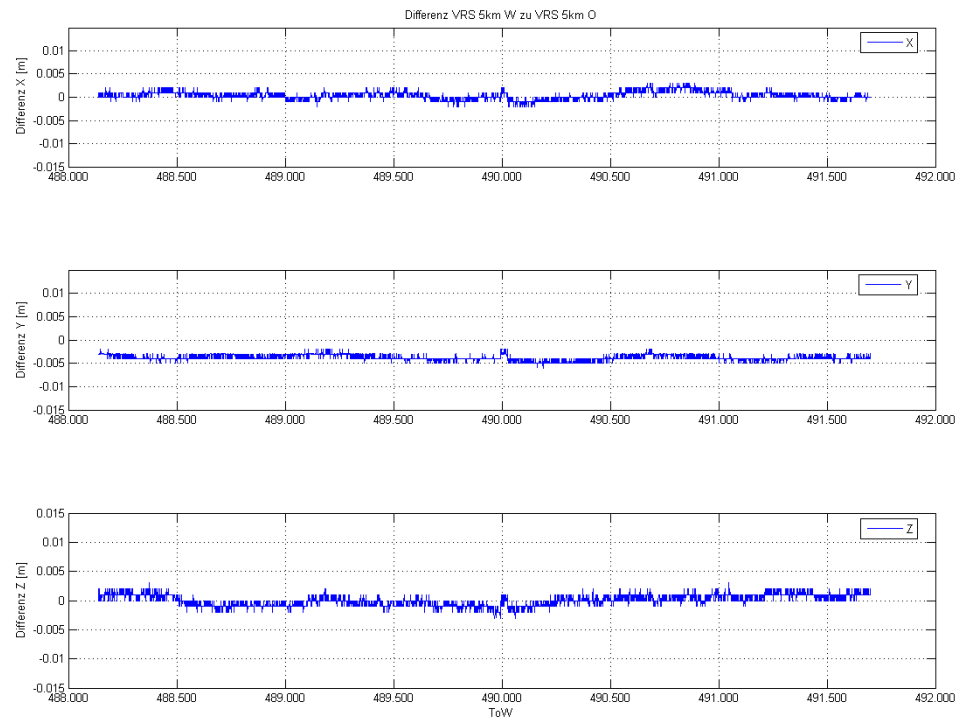


Abbildung 10.11.: Differenzen VRS 5km W und VRS 5km O

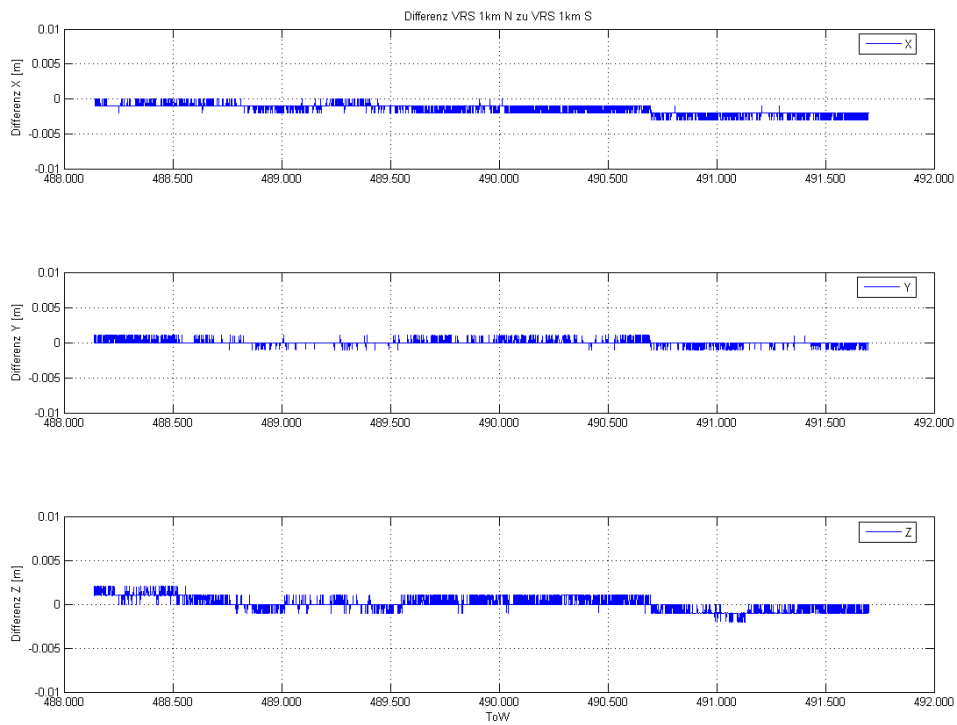


Abbildung 10.12.: Differenzen VRS 1km N und VRS 1km S

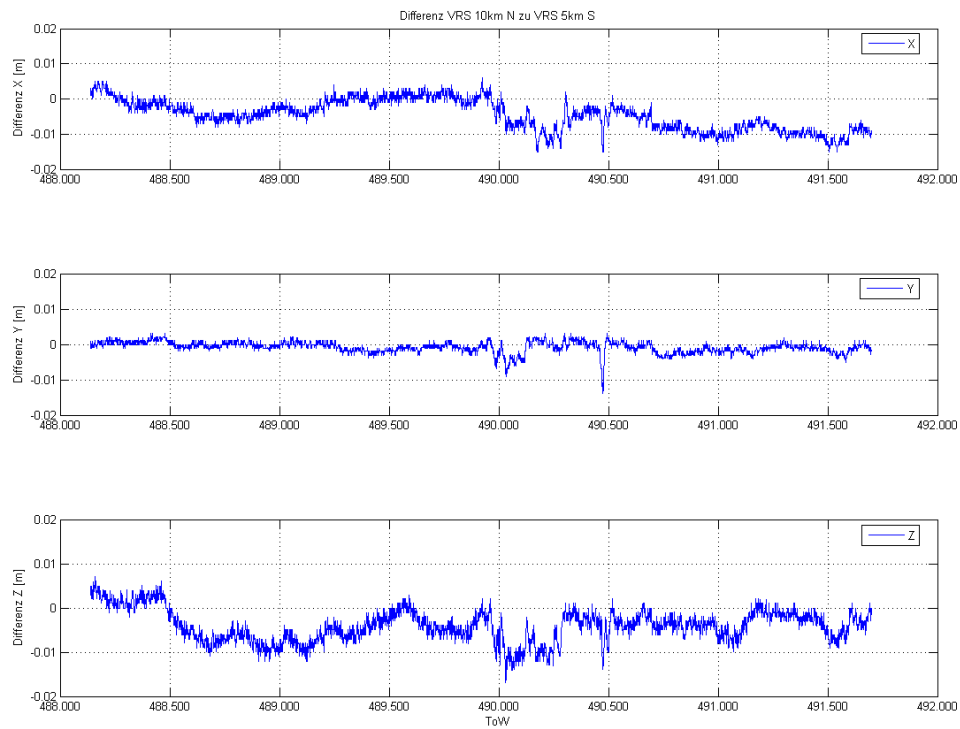


Abbildung 10.13.: Differenzen VRS 10km N und VRS 5km S

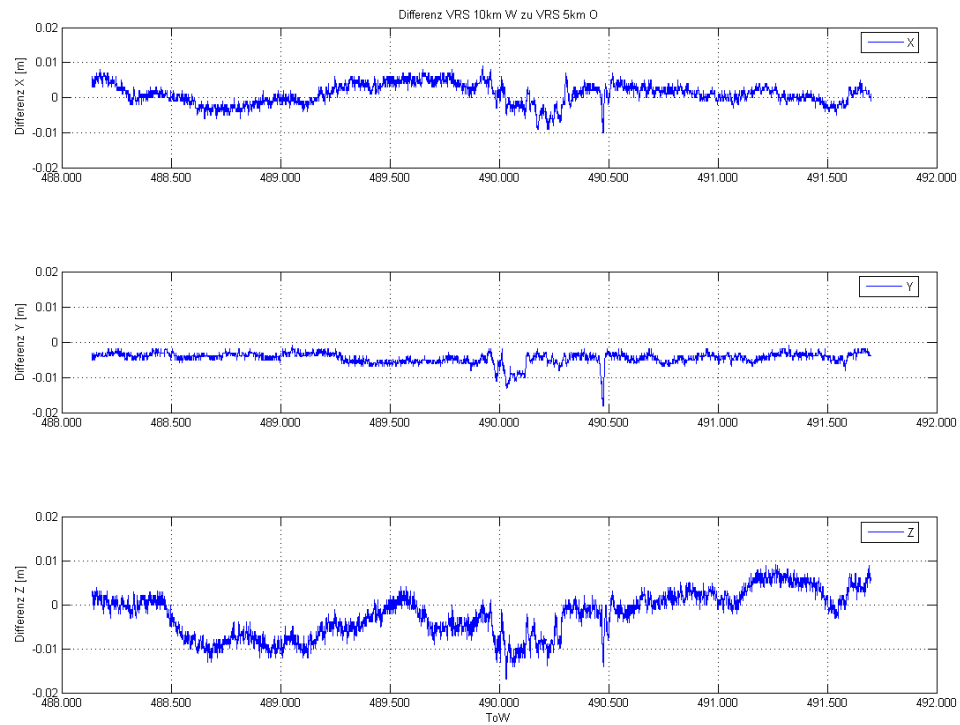


Abbildung 10.14.: Differenzen VRS 10km W und VRS 5km O

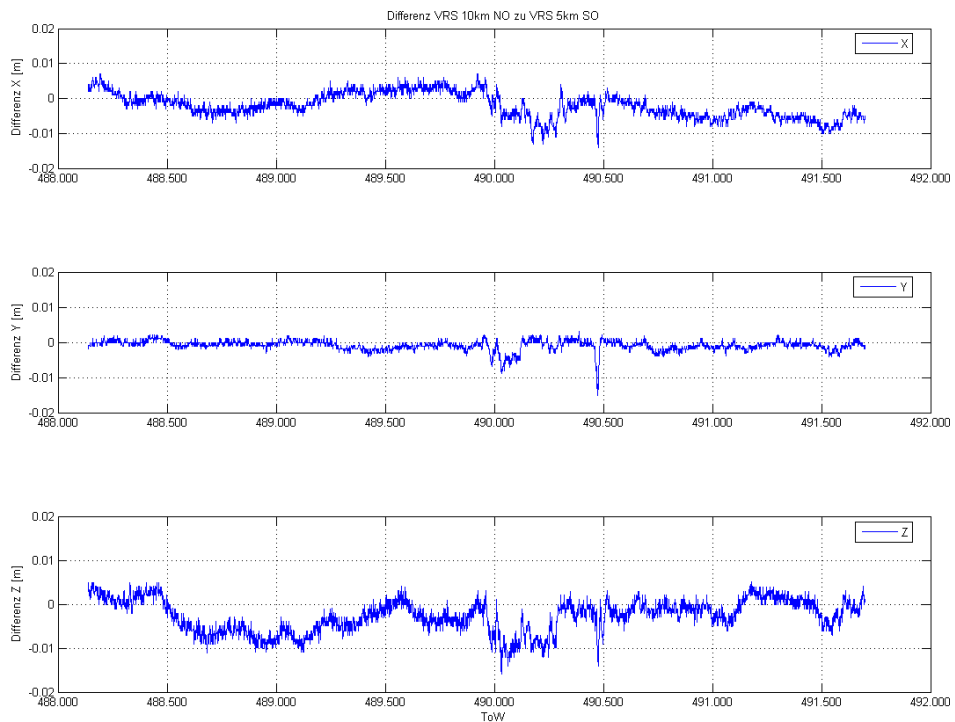


Abbildung 10.15.: Differenzen VRS 10km NO und VRS 5km SO

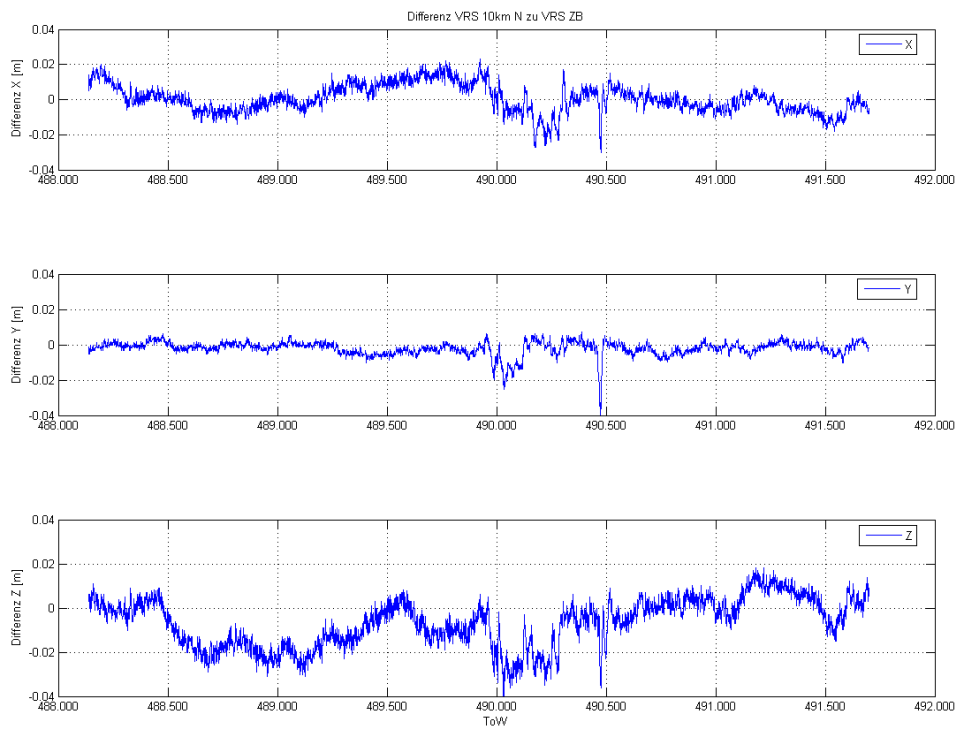
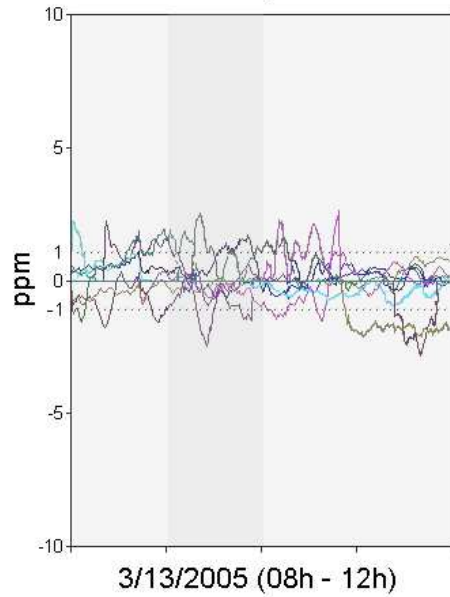


Abbildung 10.16.: Differenzen VRS 10km N und VRS ZB

Zusätzlich zu der Messung am 11.03.2005 wurde eine weitere Messung am 13.03.2005 durchgeführt, um die am ersten Tag erhaltenen Ergebnisse zu verifizieren. Ein Vergleich der ionosphärischen Einflüsse (Abb. 10.17) zu den Einflüssen am ersten Tag (Abb. 10.4) läßt auf eine leicht verminderte Positionierungsgenauigkeit schließen. Generell ist der Einfluß der Ionosphäre am zweiten Tag größer. Dies äußert sich in den Werten des ionosphärischen Einflusses in Nord-Süd Richtung mit ca. ± 2 ppm und in Ost-West Richtung mit ungefähr ± 3 ppm und ist um den Faktor ≈ 1.5 größer als am ersten Tag. Weiterhin ist erkennbar, daß an diesem Tag die Ost-West Komponente größeren Einflüssen unterliegt, als die der Nord-Süd Komponente. Die Werte der geometrischen Korrekturen liegen ebenfalls weit unter einem ppm und sind nicht kritisch. Zwar ist der atmosphärische Einfluß am 13.03.2005, dargestellt durch die beiden Abbildungen (Abb. 10.17) und (Abb. 10.18), nicht mehr als „ruhig“ zu bezeichnen, doch sind die Einflüsse insgesamt in einem Bereich, der die erfolgreiche Fixierung der Ambiguitäten nicht erschwert. Die Ergebnisse des zweiten Meßtages, welche sich auf die gleichabständigen Referenzstationen beziehen (Abbildungen 10.19, 10.20 und 10.22), decken sich mit denen des ersten Tages sehr gut. Die Differenzen bewegen sich auf dem Niveau von ungefähr ± 0.2 bis 1 cm, wobei die Differenzen zwischen den Lösungen der Basislinien mit den geringeren Abständen zum Punkt 6511 wieder die geringsten Unterschiede aufweisen. Dies bedeutet, daß die Korrekturmodelle bei der Generierung der VRS gut funktionieren und unter den Voraussetzungen von ähnlichen Fehlereinflüssen in Nord-Süd und Ost-West Richtung und gleichen Abständen zwischen Referenz-Rover-Referenz, richtungs- und entfernungsunabhängig gleich gute Ergebnisse liefert. Werden stattdessen wieder Kombinationen mit unterschiedlichen Längen betrachtet, so kommen wieder, bedingt durch die unterschiedlichen Längen der Basislinien, weitaus größere Differenzen zutage. Die in diesem Netzwerk auftretende maximale Abstandsdifferenz zwischen der VRS 10km Nord und der Zero-Baseline ist in Abbildung (10.23) zu sehen. Hierbei treten im Vergleich zum ersten Tag noch größere Differenzen, bedingt durch die generell größeren atmosphärische Fehlereinflüssen, von bis zu 6 cm auf. Diese Unterschiede liegen über dem angestrebten Genauigkeitspotential des entwickelten GPS/INS Systems und sind unbedingt zu vermeiden. Doch hier ist wieder ersichtlich, daß die Ergebnisse der Positionierung von den Längen der beteiligten Basislinien abhängen. Die verbleibenden zwei Abbildungen (10.24) und (10.25) zeigen die Differenzen von Basislinienkombinationen mit jeweils 5 km Unterschied zwischen den Basislinien. Auch diese sind mit Differenzen von ca. 2 cm um den Faktor ≈ 2 größer als eine vergleichbare Konstellation des ersten Tages.

Als Fazit aus den Untersuchungen der Richtungs- und Entfernungsabhängigkeit bezüglich etwaiger Unstetigkeitsstellen in der Positionierung läßt sich feststellen, daß bei in etwa gleicher Beeinflussung durch atmosphärischer Fehler in Nord-Süd und Ost-West Richtung nur vernachlässigbare Differenzen in der Lösung bezüglich der Orientierung der Basislinie vorhanden sind. Erst wenn stark unterschiedliche Verhältnisse vorherrschen, muß bei der Planung der Positionen von virtuellen Referenzstationen zur Abdeckung einer GPS/INS Messung die Orientierung der Basislinie berücksichtigt werden. Weiterhin kann festgestellt werden, daß nur bei großen Differenzen in den Basislinienlängen zu verschiedenen

Differential Ionosphere North-South



Differential Ionosphere East-West

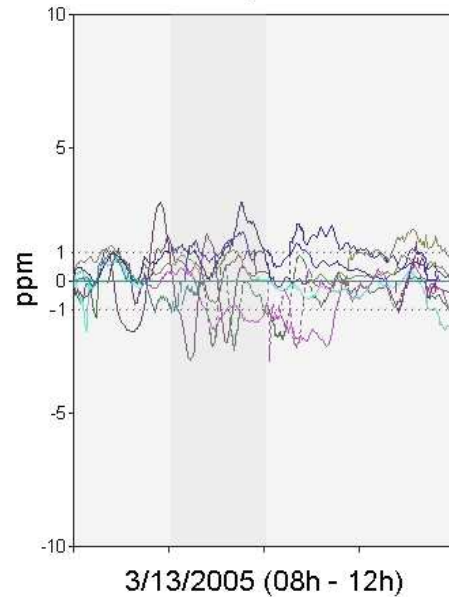
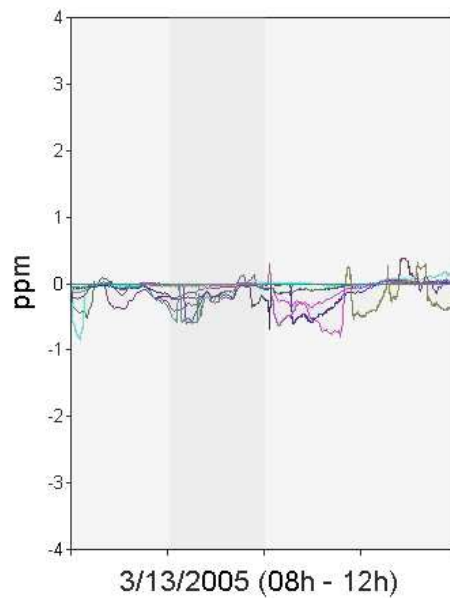


Abbildung 10.17.: Differenzieller ionosphärischer Einfluß für den 13.03.2004 08.00 h bis 12.00 h in Nord-Süd und Ost-West Richtung

Geometric Corrections North-South



Geometric Corrections East-West

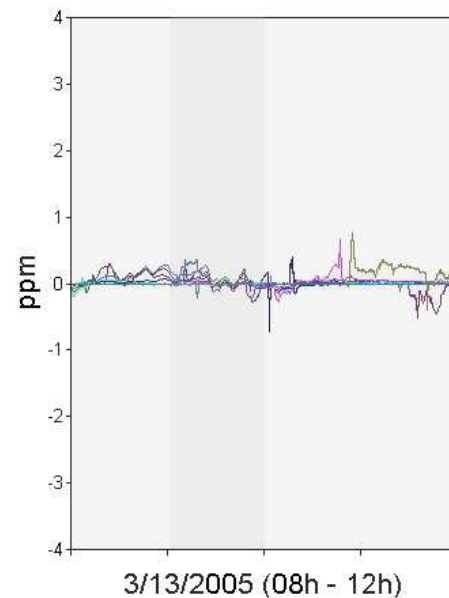


Abbildung 10.18.: Geometrische Korrekturen für den 13.03.2004 08.00 h bis 12.00 h in Nord-Süd und Ost-West Richtung

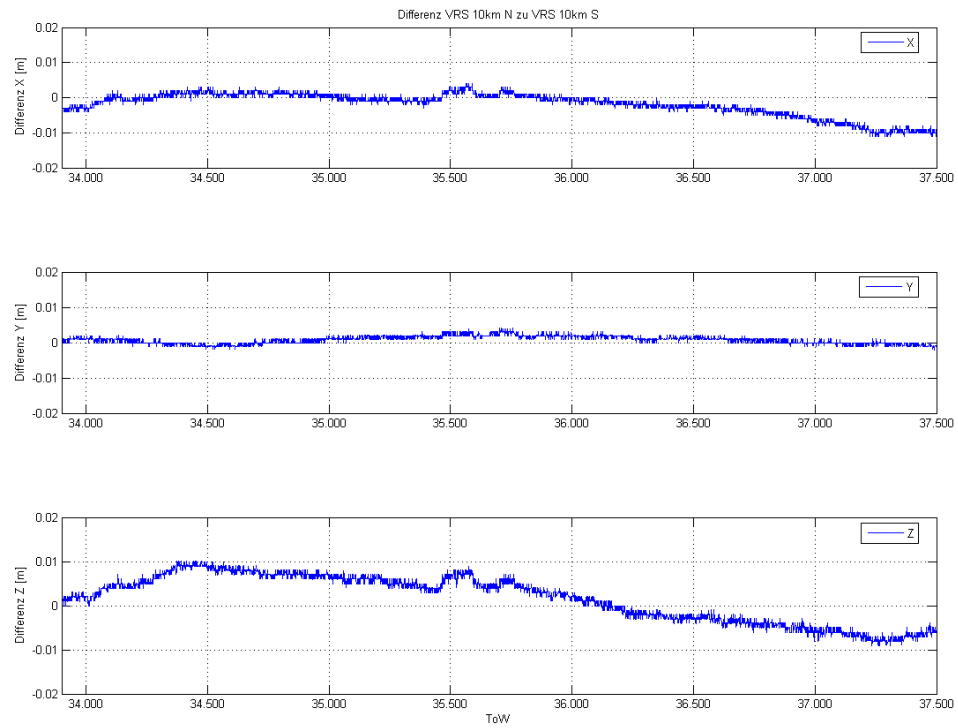


Abbildung 10.19.: Differenzen VRS 10km N und VRS 10km S

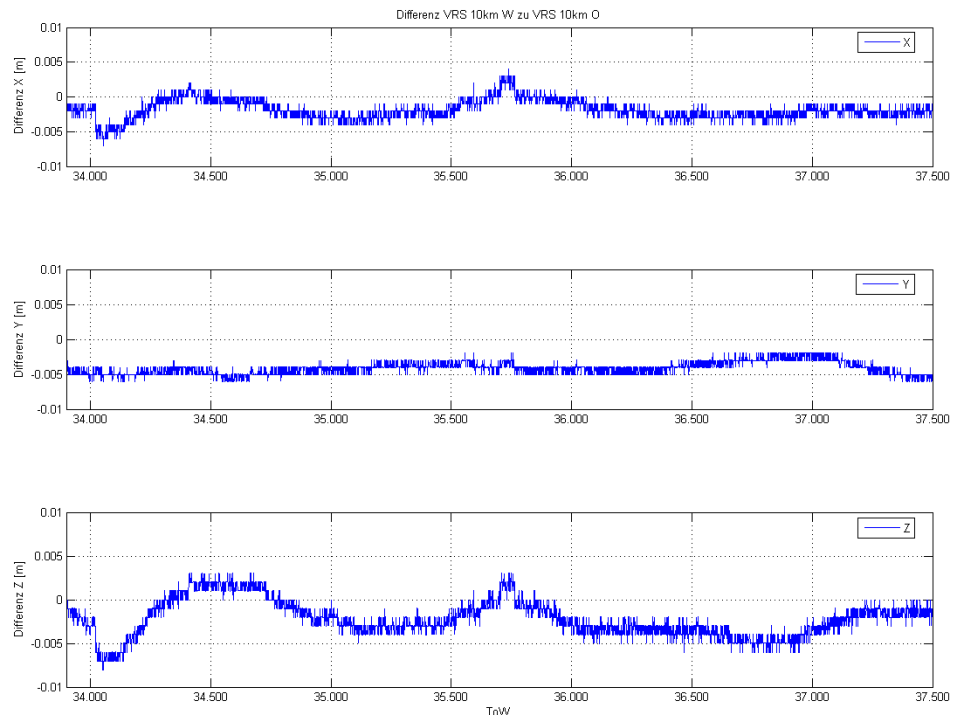


Abbildung 10.20.: Differenzen VRS 10km W und VRS 10km O

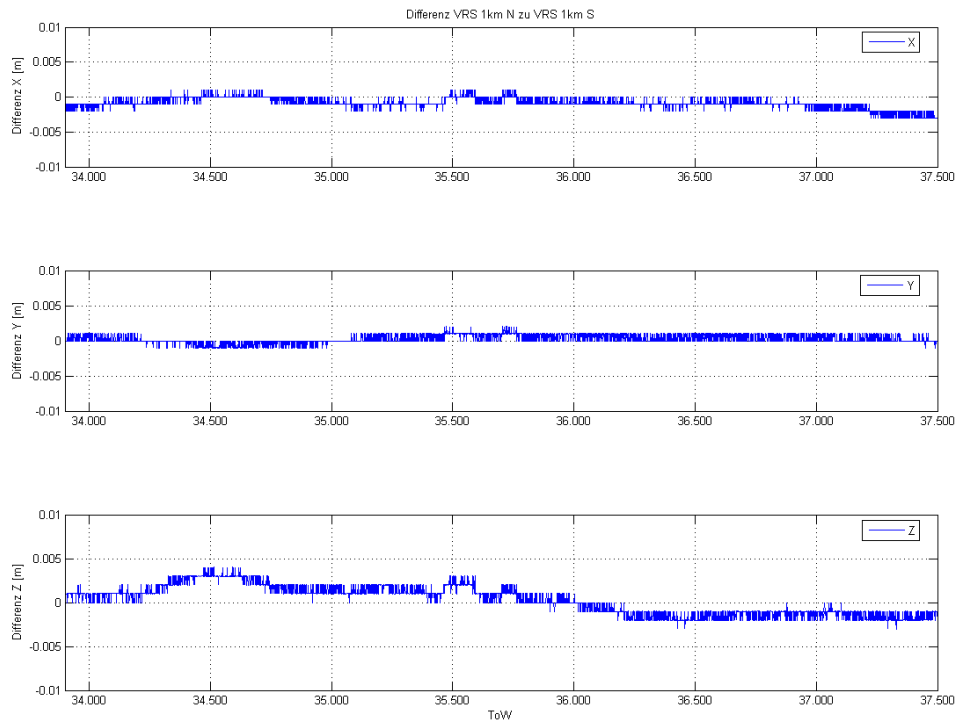


Abbildung 10.21.: Differenzen VRS 1km N und VRS 1km S

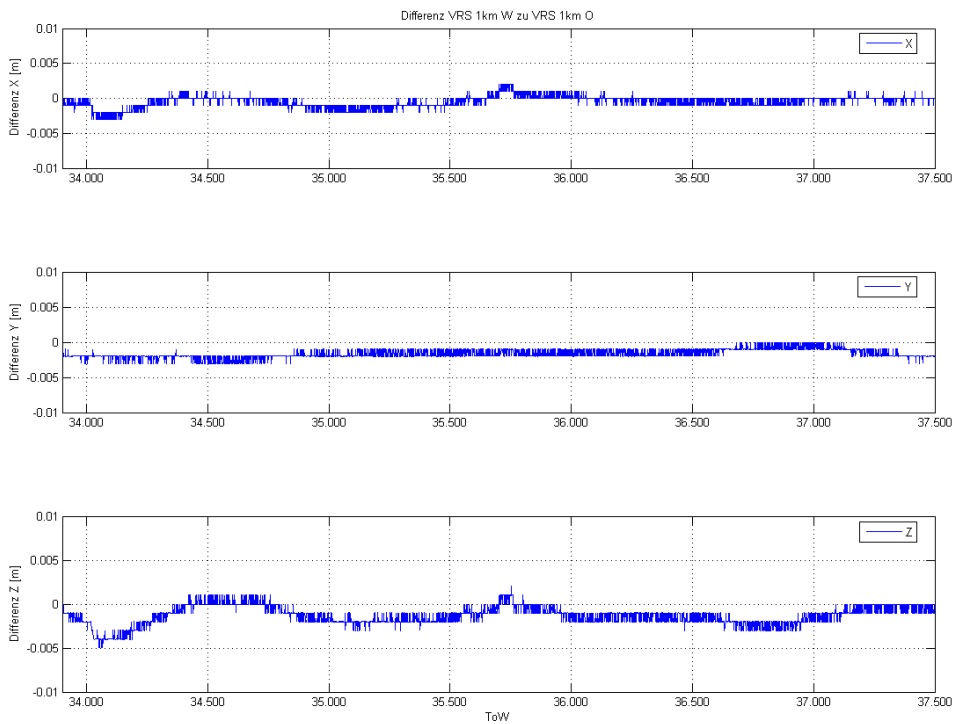


Abbildung 10.22.: Differenzen VRS 1km W und VRS 1km O

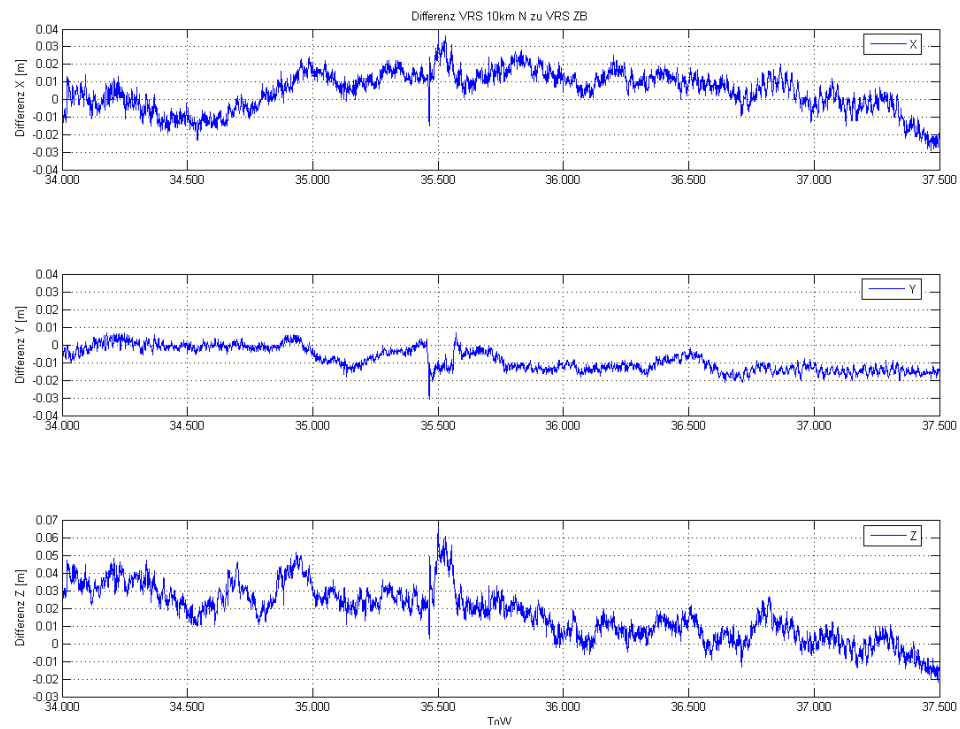


Abbildung 10.23.: Differenzen VRS 10km N und ZB

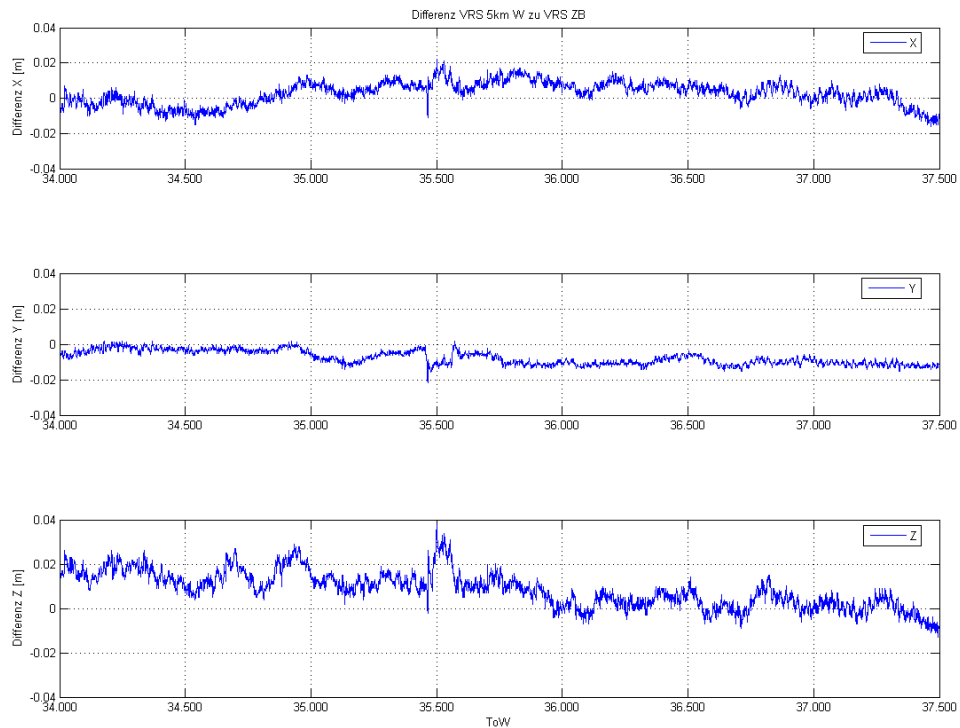


Abbildung 10.24.: Differenzen VRS 5km W und ZB

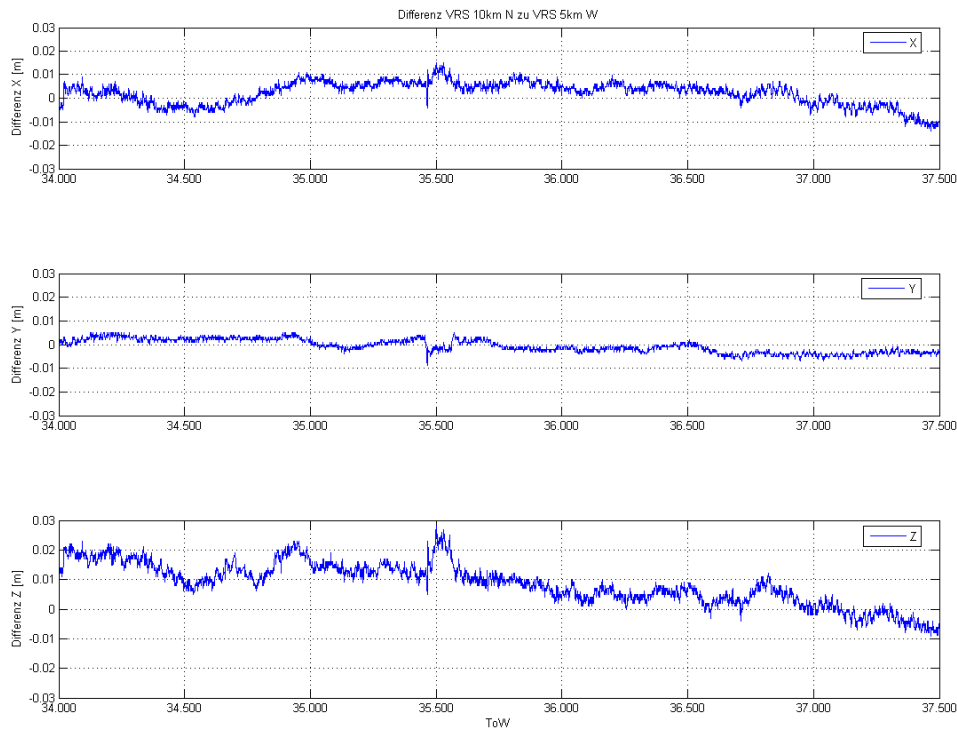


Abbildung 10.25.: Differenzen VRS 10km N und VRS 5km W

Referenzstationen Inkonsistenzen auftreten können, die ebenfalls vermieden werden sollten. Dies sollte insofern kein Problem darstellen, da bei der Planung von Positionen der virtuellen Referenzstationen nicht auf örtliche Gegebenheiten geachtet werden muß und gleiche Basislinienlängen an den Stellen, bei denen ein Wechsel der Referenzstationen erfolgt, berücksichtigt werden können.

10.2. Feldtests

Dieses Kapitel enthält exemplarisch einige Testmessungen, um die Leistungsfähigkeit des GPS Prozessors und die des GPS/INS Systems im kinematischen Einsatzbereich zu belegen.

10.2.1. GPS Prozessor

Ein großes Problem der Ambiguitätschätzung unter alleiniger Verwendung des L_1 -Signals ist, daß sich die Mehrdeutigkeitssuche i.d.R. nur auf die Informationen der differentiellen Code-Lösung stützen kann. Dies wirkt sich gerade bei kinematischen Daten mit geringer Redundanz meist negativ aus. Die Dimensionen des Suchraums, welche von der Varianz-Kovarianzmatrix der Code-Lösung aufgespannt wird, ist im Vergleich zur Wellenlänge des L_1 -Signals so groß, daß eine sehr große Anzahl von Integerkombinationen innerhalb liegt und getestet werden müssen. Im Fall einer schlechten differentiellen

Code-Lösung ist es sehr wahrscheinlich, daß trotz ausreichend großem Suchbereich, in dem sich auch die „wahren“ Ambiguitäten befinden, die falschen Ambiguitäten fixiert werden. Dies ist besonders dann der Fall, wenn eine geringe Anzahl von Satelliten und eine schlechte Satellitengeometrie vorliegt. Folge davon ist, daß eine falsche Integerkombination zufälligerweise eine bessere Residuenquadratsumme aufweist wie die korrekte Integerkombination, weshalb die korrekten Mehrdeutigkeiten verworfen werden und die falschen als wahre Ambiguitäten angenommen werden.

Ein weiterer Grund für die falsche Festsetzung von Mehrdeutigkeiten bei einer schlechten differentiellen Code-Position ist, daß das Zentrum der Ambiguitätenschätzung von der differentiellen Code-Lösung bestimmt wird. Im Fall einer schlechten Code-Lösung ist es möglich, daß der durch die Varianz-Kovarianzmatrix der Code-Position aufgespannte Suchraum nicht groß genug ist und die korrekte Integerkombination nicht im Suchraum enthalten ist. Somit ist die Gefahr sehr groß, daß ein falscher Satz Ambiguitäten, welcher im Konfidenzbereich der geschätzten Code-Position liegt und alle Tests erfolgreich durchlaufen hat, als die „korrekten“ Mehrdeutigkeiten festgesetzt wird. Dieses Grundproblem kann nur mit Hilfe von zusätzlichen Informationen wie im Fall der vorliegenden Arbeit, durch das Hinzunehmen der Widelane-Lösung, was einer Verbesserung des Zentrums des Suchraums gleichkommt, und anschließender Schätzung der L_1 -Mehrdeutigkeiten im Ambiguitätenraum vermindert werden.

Für die Testauswertungen im GPS Modus wurden zwei Basislinien unterschiedlicher Länge kinematisch bestimmt. Um eine Aussage zur Lösungsquote der Mehrdeutigkeiten treffen zu können, wurde das Modul zu Ambiguitätenschätzung in jeder Epoche neu gestartet. Dies entspricht nicht der üblichen Vorgehensweise bei einer Messung, da nach einer erfolgreichen Schätzung der Ambiguitäten das Modul für die Mehrdeutigkeitssuche nur aufgerufen wird, wenn dies nötig ist. Dies ist in aller Regel nur der Fall, wenn es zu einer Signalunterbrechung gekommen ist und/oder nicht mehr ausreichend fixierte Ambiguitäten vorliegen.

GPS TestszENARIO 1: Basislinie mittlerer Länge

Für diesen Test wurde eine Basislinie mittlerer Länge (7 km) prozessiert und die Lösungsstatistik in Tabelle (10.3) aufgetragen. Die Prozessierungszeit betrug ca. 30 min bei einer Aufzeichnungsrate von 1 sec. In 87% der Epochen wurde eine Fixierung der Widelane-Ambiguitäten erreicht und in nur 13% der Fälle war der Suchalgorithmus nicht in der Lage einen Satz von Mehrdeutigkeiten zu fixieren. Die Fixierungsrate ist weiterhin untergliedert in „Angenommen“ und „Verworfen“, wobei ersteres bedeutet, daß die gefundenen Integerkombinationen alle Validierungstests erfolgreich bestanden haben und im zweiten Fall die gefundenen Kandidaten von den Ablehnungstests (siehe Kap. 10.1.1 und 10.1.2) verworfen wurden. Die Quote der angenommenen Kandidaten liegt insgesamt bei 74% wobei in 88% der Fälle die korrekten Mehrdeutigkeiten geschätzt wurden und in 12% der Epochen ein falscher Satz von Ambiguitäten fixiert wurde. In 13% aller Epochen wurde die Lösung des Mehrdeutigkeitsproblems von den Ablehnungstests (Kap. 10.1.1 und 10.1.2) verworfen, wobei 94% zu Recht verworfen wurden und nur in 6% der Fälle eine richtige Fixierung abgelehnt wurde. Die vergleichsweise hohe Quote von 12%

Typ	Epochen	Nicht gefunden	Fixiert						
			Gesamt	Angenommen			Verworfen		
				Anzahl	wahr	falsch	Anzahl	wahr	falsch
WL	1718	219	1499	<i>1267</i>	1120	147	<i>232</i>	218	14
	100%	13%	87%	<i>74%</i>	88%	12%	<i>13%</i>	94%	6%

Typ	Epochen	Nicht gefunden	Fixiert						
		+keine WL Lsg.	Gesamt	Angenommen			Verworfen		
				Anzahl	wahr	falsch	Anzahl	wahr	falsch
L1	1718	573	1145	<i>1137</i>	1123	14	<i>8</i>	8	0
	100%	33%	67%	<i>66%</i>	99%	1%	<i>1%</i>	100%	0%

Tabelle 10.3.: Lösungsstatistik: Basislinie 7 km bei epochenweiser Ambiguitätsuche

für die Annahme der falschen Widelane-Ambiguitäten resultiert aus der epochenweisen Bestimmung der Code-Lösung, welche von geringer Redundanz und teilweise schlechter Qualität gekennzeichnet ist. In diesen Fällen war die korrekte Integerkombination nicht im Suchbereich enthalten, die durch die Code-Lösungen aufgespannt wurden. In Abbildung (10.26) ist die Widelane-Lösung inklusive aller falschen Fixierungen (Ablehnungstests wurden deaktiviert) skizziert. Es ist erkennbar, daß sich die falschen Fixierungen konzentrisch um die wahre Lösung mit relativ großem Abstand zueinander befinden, der im wesentlichen aus der Wellenlänge von 86 cm des Widelane-Signals resultiert. Dieser Umstand liegt in der Integer-Natur der Ambiguitäten begründet, der eine Position innerhalb des Suchraums nur an bestimmten Stellen zuläßt. Die großen Ausreißer im Bereich > 2 m lassen auf eine qualitativ sehr schlechte Code-Lösung in der aktuellen Epoche schließen.

Da allerdings die Prozessierung mit ***SKinI*** im wesentlichen mit den L_1 -Beobachtungen durchgeführt wird und die Widelane-Ambiguitäten nur für das Bereitstellen einer besseren Startlösung für das Suchzentrum darstellen, relativiert sich die hohe Anzahl von falschen Fixierungen der Widelane-Lösung. Ausgehend von dem Suchzentrum und -raum, welcher von der Widelane-Lösung zur Verfügung gestellt wird, reduziert sich die Annahme von falschen L_1 -Ambiguitäten auf nur noch 14, was ca. 1% der Gesamtzahl der Epochen ausmacht, in denen eine Festsetzung der Mehrdeutigkeiten möglich war. Die hohe Reduktion der falschen Fixierungen läßt sich auf folgenden Umstand zurückführen, daß es nicht möglich war, für die von der Widelane-Lösung bereitgestellte a priori Information, einen Satz von L_1 -Ambiguitäten zu finden, der alle Validierungsschritte erfolgreich durchlaufen hat. Die Lösungsquote für die Annahme der wahren Ambiguitäten liegt bei 66%. Die Ablehnungstests haben in ca. einem Prozent aller Fälle angeschlagen und dabei alle acht falschen Fixierungen abgelehnt.

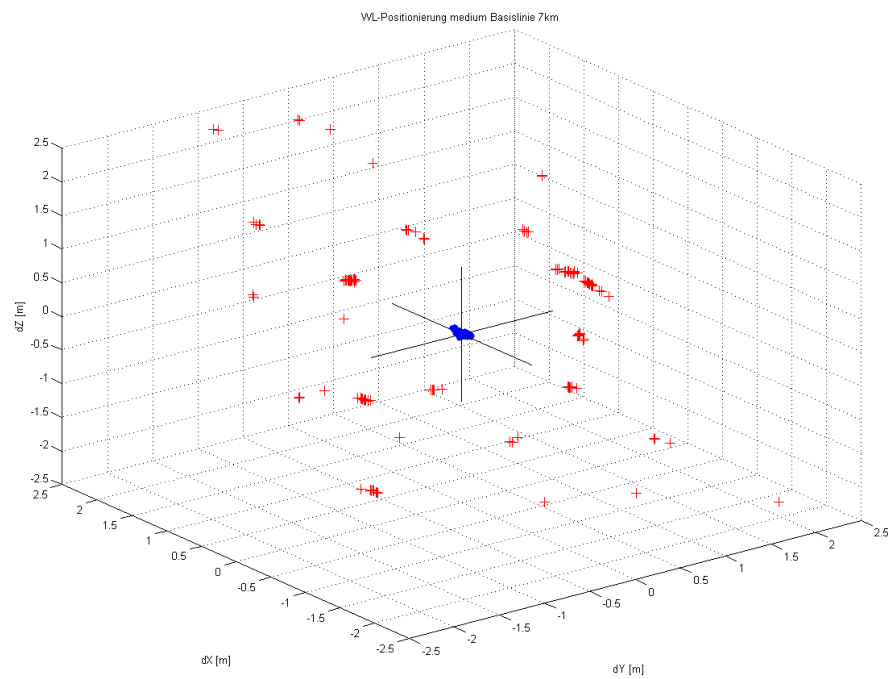


Abbildung 10.26.: Basislinie 7 km: Dreidimensionale Darstellung der Widelane-Lösung inklusive falscher Fixierungen

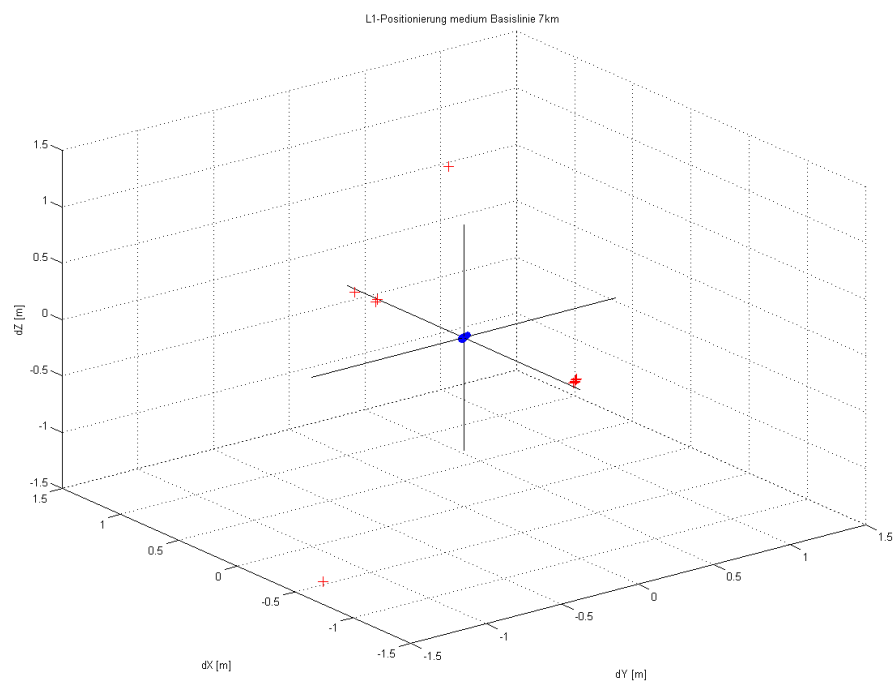


Abbildung 10.27.: Basislinie 7 km: Dreidimensionale Darstellung der L_1 -Lösung inklusive falscher Fixierungen

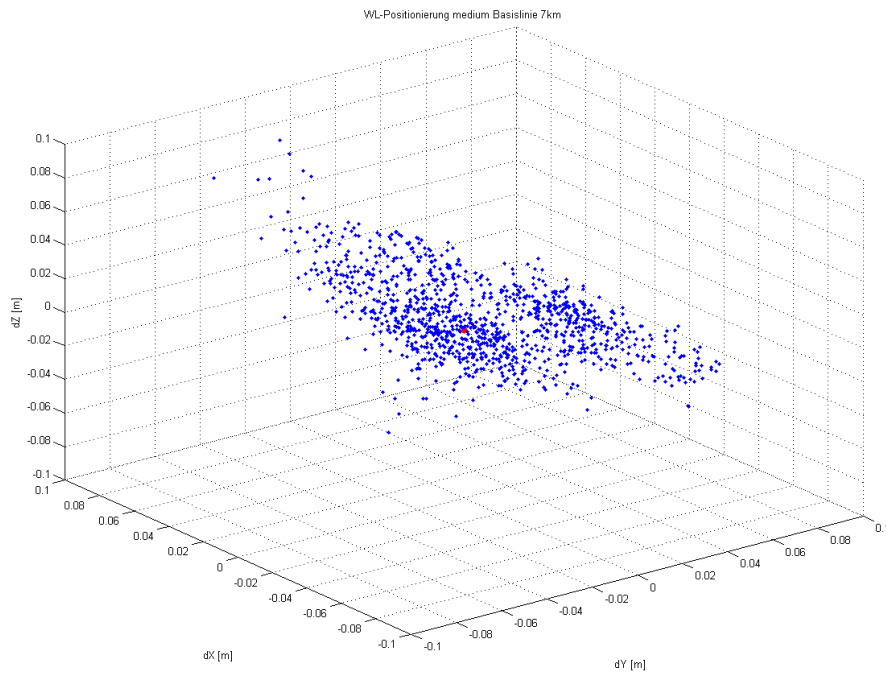


Abbildung 10.28.: Basislinie 7 km: Dreidimensionale Darstellung richtiger WideLane-Fixierungen

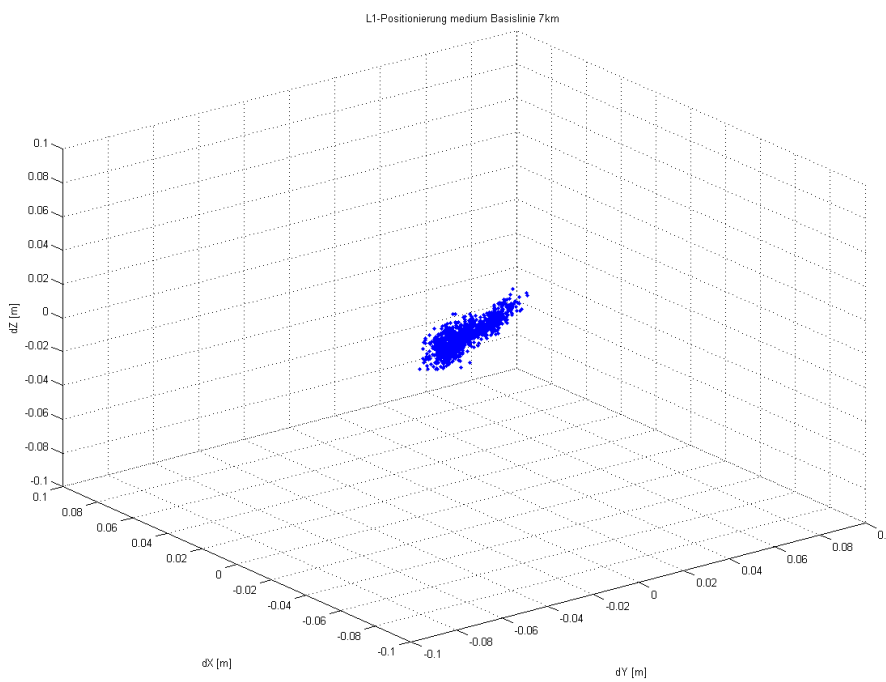


Abbildung 10.29.: Basislinie 7 km: Dreidimensionale Darstellung richtiger L_1 -Fixierungen

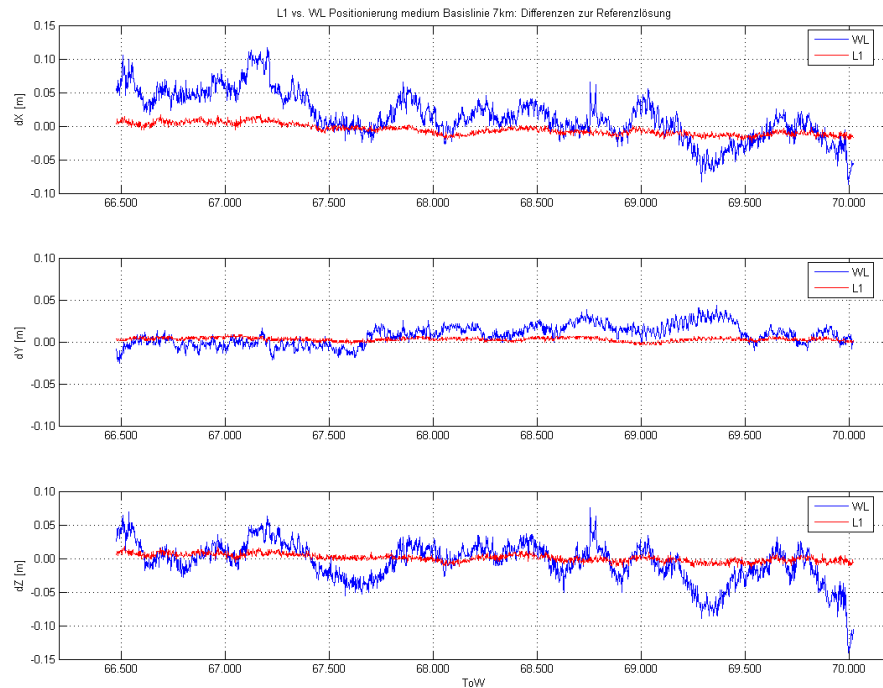


Abbildung 10.30.: Basislinie 7 km: Vergleich der L_1 - zur Widelane-Prozessierung

Die Darstellung der L_1 -Positionierung inklusive aller falschen Ambiguitätenfestsetzungen ist in Abbildung (10.27) aufgezeigt. Es ist erkennbar, daß sich die falschen Fixierungen wieder nur an bestimmten Punkten im Suchraum befinden, an denen von der Widelane-Lösung ein Suchzentrum vorgegeben wurde. Ein Vergleich der Positionierung mittels L_5 - und L_1 -Beobachtungen ist in Abbildungen (10.28) bis (10.30) gegeben. Aufgetragen sind die Differenzen der Koordinatenbestimmung zu den bekannten Koordinaten des Referenzpunktes (IPGD 6511). Gut ersichtlich ist die hohe Genauigkeit der mittels L_1 -Phasendaten berechneten Lösungen, welche im Bereich von ca. ± 2 cm um die wahre Position streuen. Auffällig ist weiterhin die im Vergleich zur L_1 -Positionierung starke Streuung der Widelane-Positionen. Allerdings stimmen die starken Variationen der Widelane-Positionen gut mit der Aussage aus Kapitel (2.3.2) überein, daß die Widelane-Beobachtungen ein um den Faktor ≈ 6 größeres Rauschen besitzen als die L_1 -Originalbeobachtungen.

Testszenario 2: Basislinie 15 km

Die zweite Testmessung im GPS Modus wurde mit einer Basislinie von 15 km Länge durchgeführt, wobei die Prozessierungszeit in diesem Fall ca. 1 h betrug. Als Aufzeichnungsrate wurde ebenfalls 1 sec gewählt und die Ambiguitätensuche erfolgte gleichermaßen epochenweise. Die Lösungsstatistik dieser Bestimmung ist in Tabelle (10.4) aufgetragen. Wiederum war es möglich, in 87% der Epochen Widelane-Ambiguitäten zu schätzen, wobei in 75% der Fälle die geschätzten Mehrdeutigkeiten angenommen wurden. Die Quote der angenommenen Mehrdeutigkeiten gliedert sich weiterhin in 77% für korrekten Integerkombinationen auf und in 23% der Epochen wurde eine falsche Fixierung als wahre Lösung angenommen wurden. Die Steigerung der Quote falscher Fixierungen gegenüber der kürzeren Basislinie kann auf eine höhere atmosphärische Beeinflussung der Code-Beobachtungen bzw. bedingt durch die größere Entfernung auf eine schlechtere Kompensation der Fehler mittels der Differenzbildung schließen lassen. Die Ablehnungstests wurden bei 12% der festgesetzten Ambiguitäten aktiviert und haben die falschen Fixierungen mit einer Quote von 99% verworfen. Lediglich in einem Prozent der Fälle wurden wahre Fixierungen als falsch angesehen. Ähnlich wie bei der kürzeren Basislinie häufen sich die falschen Fixierungen an bestimmten Punkte konzentrisch um die wahre Lösung. In ca. 13% der Epochen war der Suchalgorithmus nicht in der Lage Ambiguitäten zu schätzen. Dies bedeutet, daß in dem von der Code-Lösung aufgespannten Suchbereich die gesuchte Integerkombination nicht befand oder alle gefundenen Integerkombinationen aufgrund der Validierungstests als wahrscheinliche Lösung ausgeschlossen wurden.

Wird wieder die Lösungsquote der L_1 -Ambiguitäten herangezogen, so fällt auf, daß auch in diesem Fall ein Großteil der falschen Widelane-Lösungen bei der Suche nach L_1 -Mehrdeutigkeiten nicht berücksichtigt wurden. Folglich wurde bei der L_1 -Ambiguitätensuche nur bei 3% der angenommenen Mehrdeutigkeiten eine fehlerhafte Fixierung als korrekt angesehen. Gleichermaßen ist hier ein leichter Anstieg der falschen Festsetzungen zu sehen, der dem Anstieg der entfernungsabhängigen Fehlern zugerechnet werden kann. Insgesamt fiel in 40% aller Fälle die Mehrdeutigkeitssuche negativ aus, da in diesen Epochen entweder keine Widelane-Lösung gefunden wurde oder aufgrund der Größe des Suchraums bzw. der Validierungstests keine Integerkombinationen gefunden wurden, welche als wahrscheinliche Lösung in Frage gekommen sind. In Abbildung 10.35 ist ein Vergleich der Positionsschätzung bezogen auf den Referenzpunkt 6511 gegeben. Gegenüber der kurzen Basislinie aus dem Testszenario 1 ist eine deutliche Steigerung des Variationen in den Koordinatenlösungen beider Linearkombination zu sehen. Nichtsdestominder ist wiederum die hohe Qualität der L_1 -Positionen ersichtlich, welche Streuungen aufweisen, die im Bereich von ca. ± 3 cm liegen. Diese Verminderung der Positionsgüte läßt sich auf die doppelte Länge der betrachteten Basislinie und demnach auf einen größeren Einfluß der entfernungsabhängigen Fehler zurückführen.

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß der in der Software **SKinI** entwickelte Algorithmus zur Suche und Validierung von Mehrdeutigkeiten sehr erfolgreich ist. Die durchgeführten Testmessungen haben gezeigt, daß bezogen auf die L_1 -Prozessierung nur mit 1-3% falscher Festsetzungen der Ambi-

Typ	Epochen	Nicht gefunden	Fixiert						
			Gesamt	Angenommen			Verworfen		
				Anzahl	wahr	falsch	Anzahl	wahr	falsch
WL	3561	459	3102	<i>2689</i>	2067	622	<i>413</i>	409	5
	100%	13%	87%	<i>75%</i>	<i>77%</i>	<i>23%</i>	<i>12%</i>	<i>99%</i>	<i>1%</i>

Typ	Epochen	Nicht gefunden +keine WL Lsg.	Fixiert						
			Gesamt	Angenommen			Verworfen		
				Anzahl	wahr	falsch	Anzahl	wahr	falsch
L1	3561	1413	2148	<i>2147</i>	2085	62	<i>1</i>	-	1
	100%	40%	60%	<i>60%</i>	<i>97%</i>	<i>3%</i>	<i>0%</i>	-	<i>0%</i>

Tabelle 10.4.: Lösungsstatistik: Basislinie 15 km bei epochenweiser Ambiguitätsuche

guitäten gerechnet werden muß, was einer hohen Zuverlässigkeit bei der Prozessierung mittels GPS Daten entspricht. Gleichmaßen ist, bezogen auf die epochenweise Bestimmung der L_1 -Ambiguitäten nur auf Basis der Widelane-Position, eine Erfolgsrate von ca. 60-66% sehr gut. Eine Steigerung dieser Rate ist bei der Prozessierung statischer Code-Beobachtungen zu erwarten, da in diesen Fällen die Erhöhung der Redundanz zu einer qualitativ hochwertigen Code-Position führt, welche die Mehrdeutigkeitsauflösung positiv beeinflusst. Die Prozessierung statischer Beobachtungen ist ebenfalls in ***SKinI*** implementiert und führt i.d.R. zu Erfolgsraten von $\gg 90\%$. Auf die Darstellung dieser Ergebnisse wurde verzichtet, da die Orientierung des entwickelten Systems auf die kinematische GPS Prozessierung abzielt, welche von den genauen Code-Positionen der statische Prozessierung nicht profitieren kann.

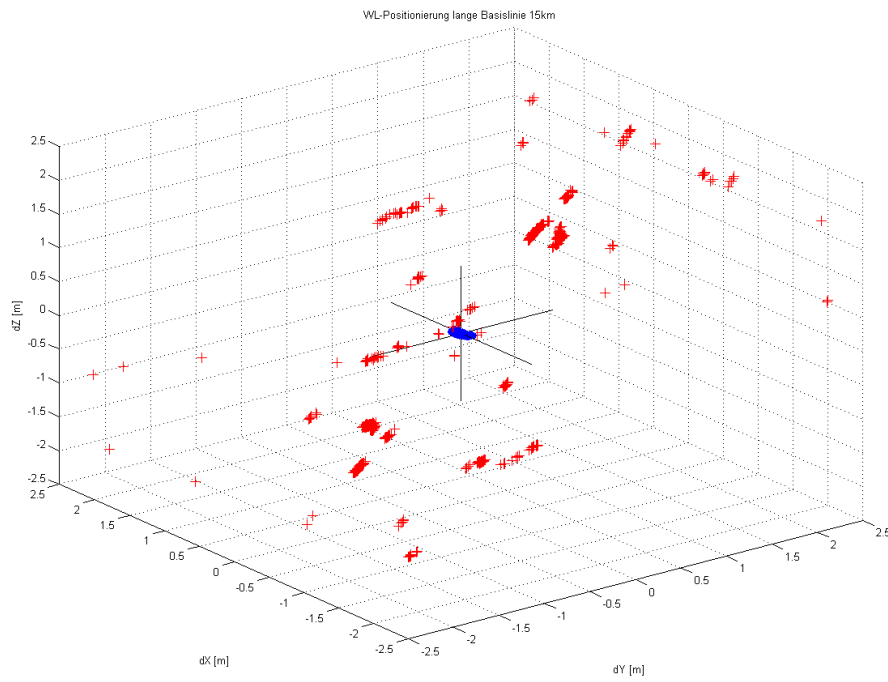


Abbildung 10.31.: Basislinie 15 km: Dreidimensionale Darstellung der Widelane-Lösung inklusive falscher Fixierungen

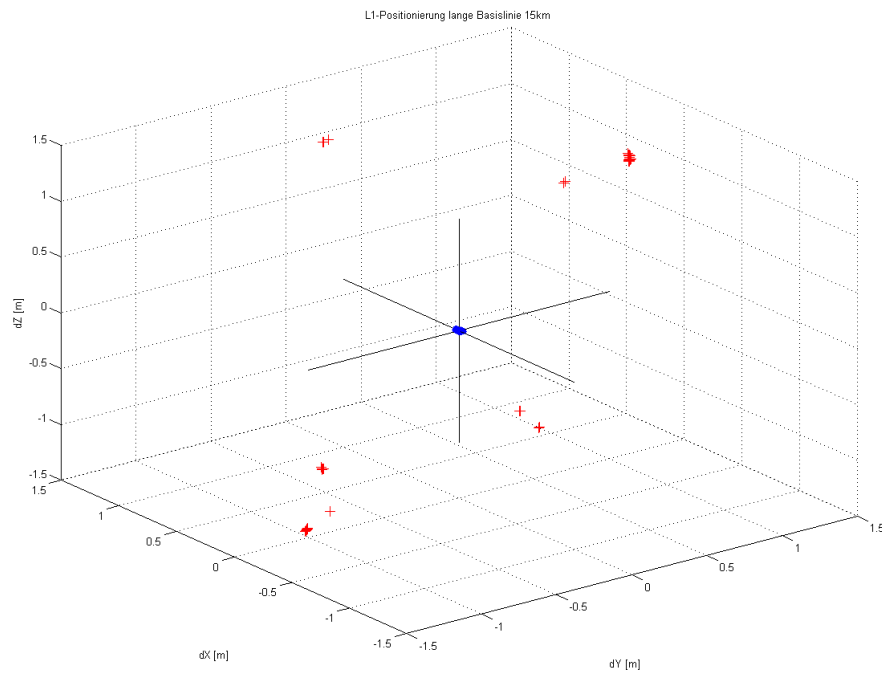


Abbildung 10.32.: Basislinie 15 km: Dreidimensionale Darstellung der L_1 -Lösung inklusive falscher Fixierungen

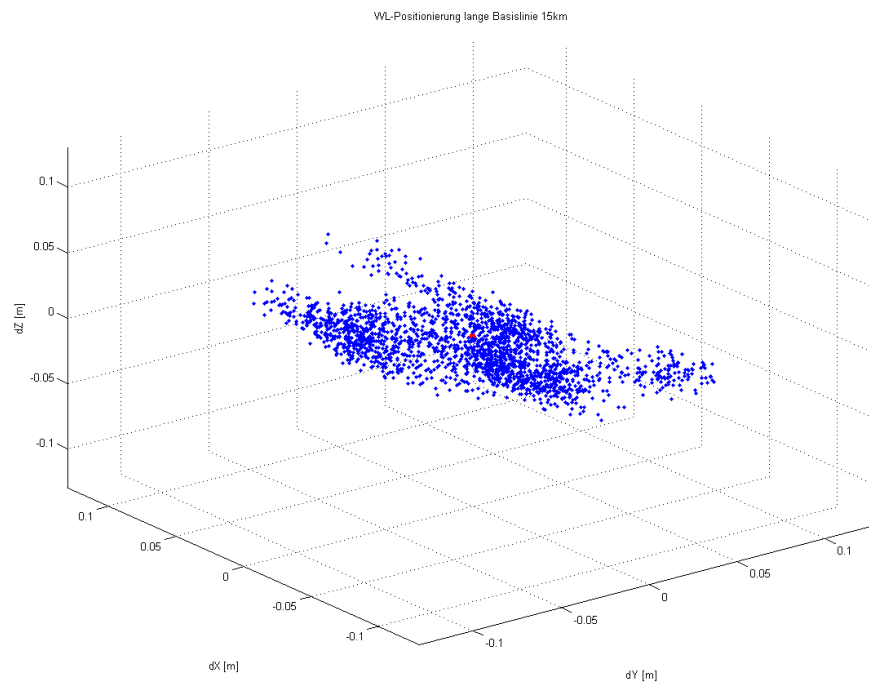


Abbildung 10.33.: Basislinie 15 km: Dreidimensionale Darstellung richtiger Wideline-Fixierungen

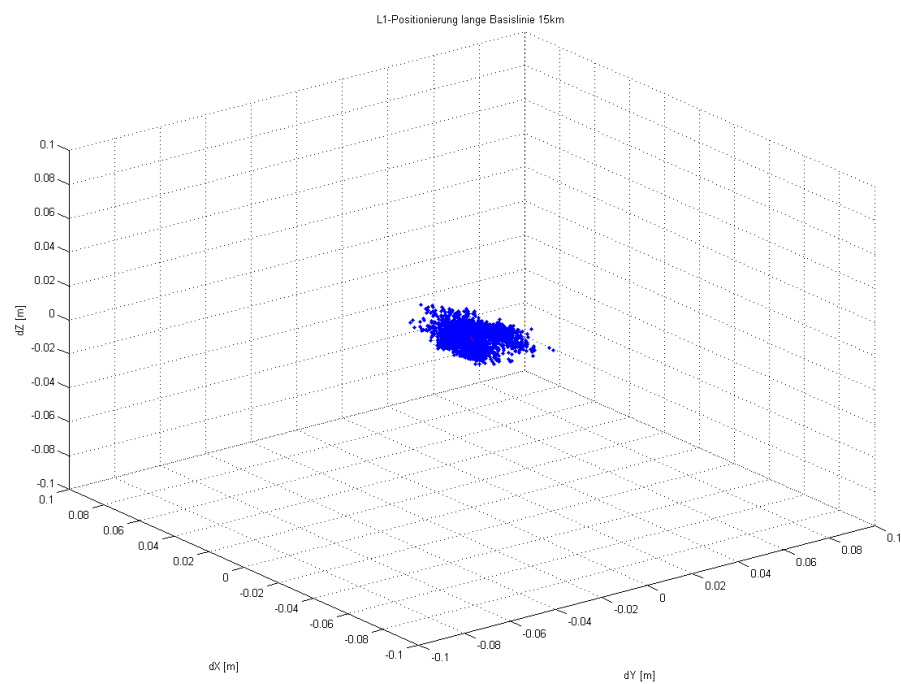


Abbildung 10.34.: Basislinie 15 km: Dreidimensionale Darstellung richtiger L_1 -Fixierungen

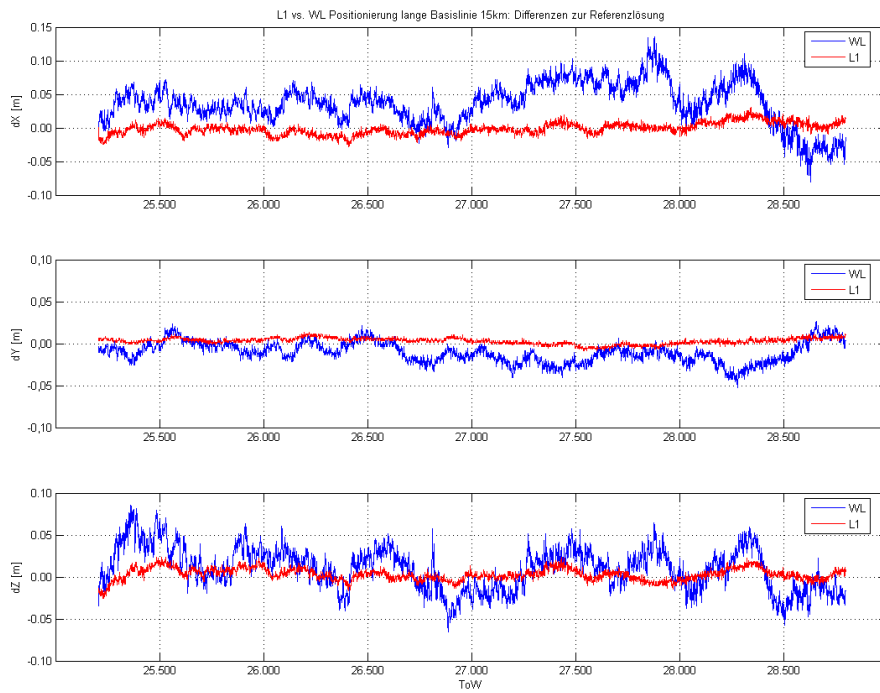


Abbildung 10.35.: Basislinie 15 km: Vergleich der L_1 - zur Widelane-Prozessierung

10.2.2. GPS/INS Prozessor

Zur Validierung des Systems wurden mehrere Meßfahrten durchgeführt. Diese erfolgten einerseits auf dem Testgelände in Griesheim, was einer kleinräumigen Anwendung entspricht, da dort Trajektorien von maximal 1.3 km Länge realisiert werden können. Andererseits wurden auch großräumige Testmessungen der Bundesstraße 26 durchgeführt. Exemplarisch wird in diesem Kapitel eine großräumige Meßfahrt mit dem hybriden GPS/INS Meßsystem beschrieben, um die Leistungsfähigkeit der entwickelten Software in Bezug auf die GPS/INS Prozessierung, unter Zuhilfenahme von Daten virtueller Referenzstationen, aufzuzeigen.

Prozessierung einer GPS/INS Trajektorie mit Hilfe von virtuellen Referenzstationen

Die Testfahrt mittels GPS/INS und virtuellen Referenzstationen wurde am 30.03.2005 durchgeführt. Als Meßstrecke wurde die Überlandverbindung (B26 und B45) nach Hanau gewählt. Diese Meßstrecke beträgt ca. 50 km und ist aufgrund der Länge und der vielen Brücken sehr gut geeignet, um die Vorteile des hybriden Systems zu dokumentieren.

Die Geschwindigkeit während der Meßfahrt betrug 80 km/h, um den fließenden Verkehr nicht unnötig zu behindern. Während einer Meßkampagne wäre diese Geschwindigkeit zu hoch, da die Auflösung der INS geschätzten Trajektorie bei ca. 44 cm liegt. Eine Geschwindigkeit von 60 km/h wäre besser geeignet, da in diesem Fall die Auflösung ca. 33 cm beträgt. Nachteil der geringeren Geschwindigkeit ist, daß für eine derartige Kampagne Sicherheitsvorkehrungen (Absicherung durch Polizei) getroffen werden müssten, die bei einer Testfahrt unangemessen sind.

In Abbildung (10.36) ist die gefahrene Trajektorie zwischen Darmstadt und Hanau sowie die benutzten virtuellen Referenzstationen skizziert. Die Positionierung der virtuellen Referenzstationen erfolgte entlang der Trajektorie und unter Berücksichtigung, der in Kapitel (10.1.3) aufgestellten Empfehlung, gleicher Basislinienlängen. Die gefahrene Strecke wurde in der Hinsicht aufgeteilt, daß eine maximale Basislinienlänge von ca. 6 km auftritt und die gesamte Strecke mit vier virtuellen Referenzstationen

	GPS	GPS/INS
Epochen gesamt	2589	2589
Epochen kein GPS	183	183
Ø Dauer d. Abriß	5s	5s
Anzahl reine Code-Lösungen	9.7%	4.9%
Ø Dauer Amb.Fix	10s	5s
Ø Dauer Amb.Fix bei VRS-Wechsel	5s	-

Tabelle 10.5.: GPS/INS Testmessung mittels virtuellen Referenzstationen

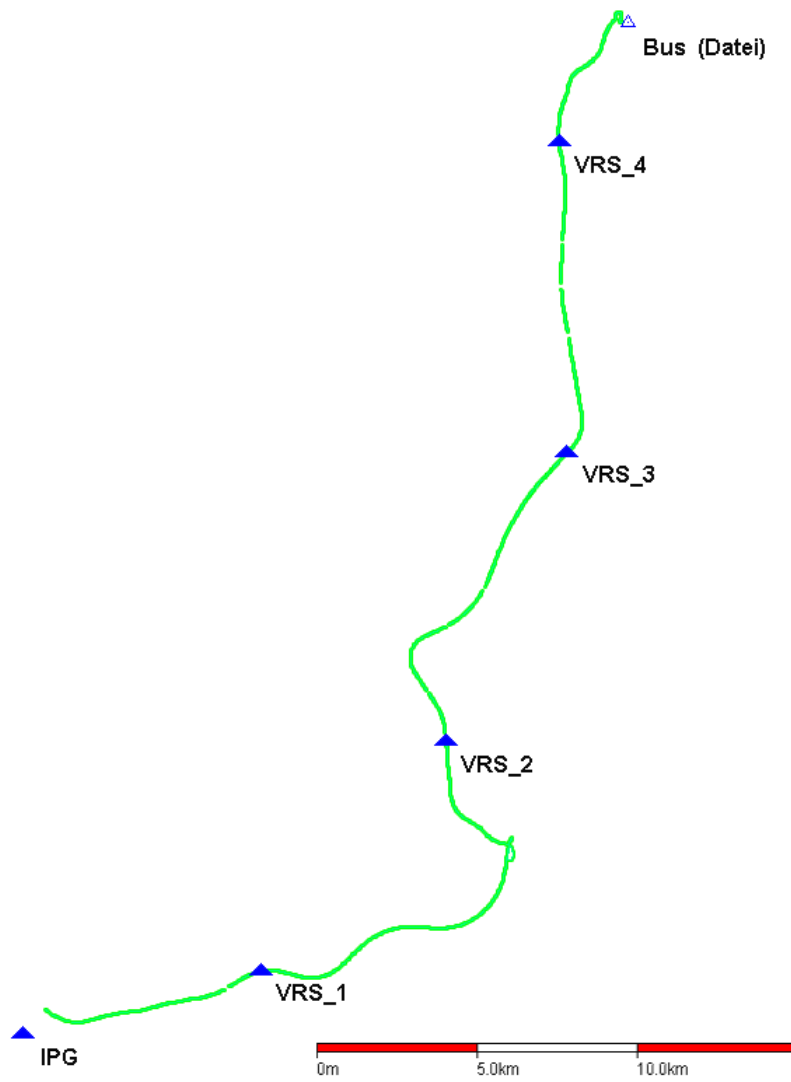


Abbildung 10.36.: INS Testfahrt von Darmstadt nach Hanau (ca. 50km)

abgedeckt werden kann. Auf die Aufstellung von lokalen Referenzstationen wurde gänzlich verzichtet.

Die Auswertung der Gesamttrajektorie erfolgte zum einen im VRS Modus und zum anderen im VRS Modus mit INS Informationen, um einen Vergleich der beiden Trajektorien zu ermöglichen. Der Vergleich der beiden Prozessierungen ist in Tabelle (10.5) dargelegt. Die Gesamtdauer der Meßfahrt betrug ca. 43 min (2589 sec) wobei die Aufzeichnungsrate des GPS Empfängers auf 1 sec eingestellt wurde. Bedingt durch die vielen Signalabrisse auf der Strecke, sind insgesamt 183 Epochen vorhanden, in denen kein GPS Signal empfangen werden konnte. Die durchschnittliche Dauer der Signalabrisse, welche während der Meßfahrt aufgetreten sind, betrug 5 sec. Nach den Abrissen benötigte der Suchalgorithmus im Durchschnitt 10 sec, um die Ambiguitäten für die aktuellen Beobachtungen zu schätzen. Während dieser Zeit wurde die Positionierung mittels doppelt differenzierten Code-Beobachtungen weitergeführt, die einen Anteil von ca. 10% an der Gesamttrajektorie haben. Die beim Wechsel der Referenzstationen zwangsläufig auftretenden Unstetigkeitsstellen verursachen eine Neuinitialisierung des Moduls der Ambiguitätensuche, da die bis dato gültigen Mehrdeutigkeiten nicht auf den neuen Vektor zwischen Rover und nächster VRS übertragen werden können. Die Zeit für das Auflösen der Ambiguitäten der neuen Basislinie betrug hierfür durchschnittlich 5 sec.

Der Untersuchung der kombinierten GPS/INS Auswertung liegen dieselben GPS Daten zugrunde wie bei der Prozessierung ohne INS Stützung, weswegen auch in diesem Fall in 183 Epochen keine GPS Daten verfügbar waren. Die bei der ausschließlichen GPS Prozessierung entstandenen Lücken in der Trajektorienbestimmung sind in der kombinierten GPS/INS Auswertung nicht vorhanden, da die Koordinatenschätzung weiterhin vom INS getragen wurde. Ziel der kombinierten Auswertung war weiterhin eine Minimierung der Epochen, in denen eine Phasenpositionierung nicht durchgeführt werden konnte. Dies tritt typischerweise nach einem Signalabriß auf, da der GPS Empfänger meist noch nicht in der Lage ist, alle verfügbaren Satelliten zu verfolgen. Als Folge davon macht sich oftmals ein großer Anstieg der DOP-Werte bemerkbar, der durch die schlechte Satellitengeometrie verursacht wird und die Qualität der geschätzten Code-Lösung stark beeinflusst. Eine erfolgreiche Ambiguitätenauflösung ist unter diesen Voraussetzungen trotz der Mittelbildung mit den INS Daten nur erschwert möglich und ähnelt in diesem Punkt der alleinigen GPS Auswertung.

Mit Hilfe von INS Daten ist eine Verminderung dieser Problematik erkennbar, da sich die durchschnittliche Dauer für die Ambiguitätenauflösung im Vergleich zur alleinigen GPS Auswertung halbiert hat und bei durchschnittlich 5 sec liegt. Allerdings muß berücksichtigt werden, daß sich diese Zeitspanne auf die erste Epoche bezieht, in der ausreichend L_1 -Phasenbeobachtungen vorlagen. D.h. nach einem Abriß war oftmals ein Auflösen der L_1 -Ambiguitäten innerhalb der ersten Epoche durchführbar, wenn eine hinreichende Anzahl von L_1 -Phasendaten vorhanden war. Allerdings gab es ebenfalls einige Epochen, in denen das Mittel der INS- und Code-Lösung bedingt durch die Code-Lösung qualitativ nicht gut genug war, um eine eindeutige Festsetzung der L_1 -Ambiguitäten zu erreichen. In diesen Fällen wurde auf das Vorhandensein genügender L_2 -Phasendaten gewartet und nach dem erfolgreichen Fixieren der Widelane-Lösung die L_1 -Ambiguitätensuche durchgeführt, welche dann meist instantan

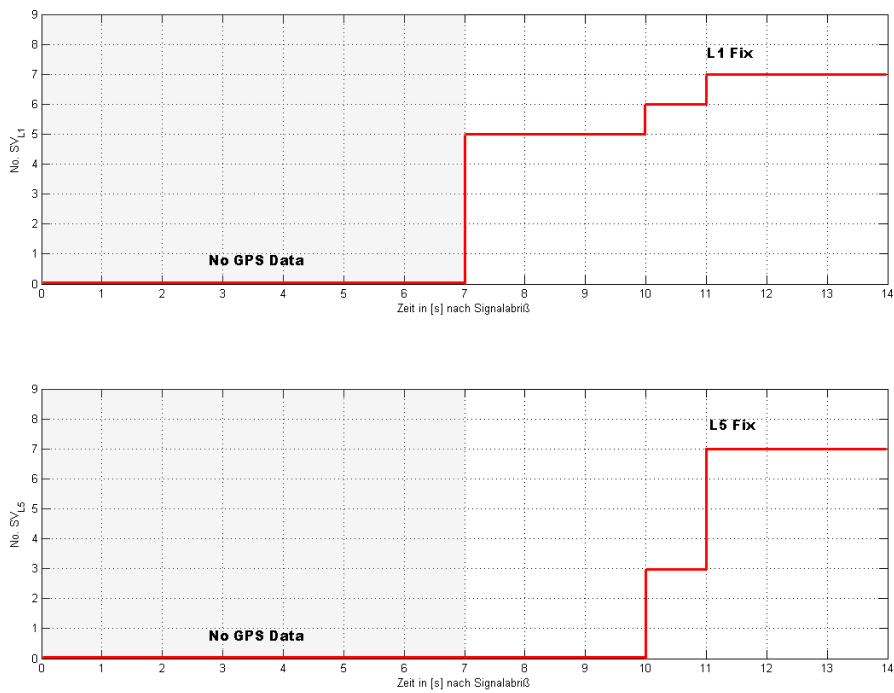


Abbildung 10.37.: Vergleich: Anzahl der nutzbaren Satellitensignale L_1 und L_5

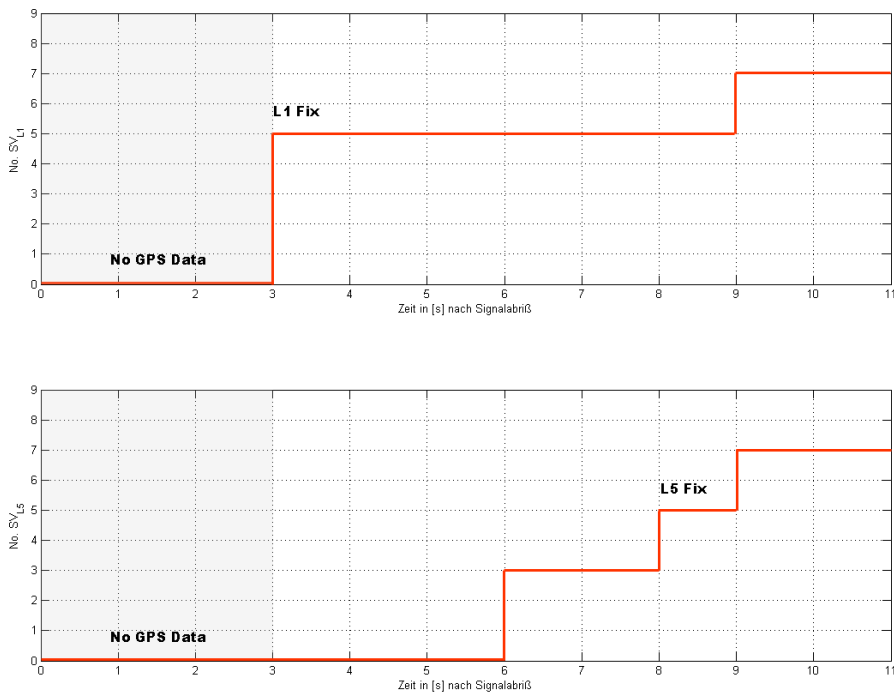


Abbildung 10.38.: Vergleich: Anzahl der nutzbaren Satellitensignale L_1 und L_5

gelang.

Exemplarisch für die Signalabrisse während der Meßfahrt ist in Abbildung (10.37) ein Szenario aufgezeigt, an dem die Problematik qualitativ schlechter Code-Lösungen deutlich wird. Aufgetragen ist die Anzahl der verfügbaren Satelliten für das L_1 und das Widelane-Signal. Während der Dauer des Signalabrisse waren keine GPS Beobachtungen aufgezeichnet worden bzw. nur eine ungenügende Anzahl von Satelliten verfügbar. Nach 7 sec war der GPS Empfänger in der Lage, L_1 -Phasenbeobachtungen von 5 Satelliten zu verfolgen. Trotzdem war während der nächsten 3 sec der Suchalgorithmus nicht in der Lage Mehrdeutigkeiten zu schätzen, da der PDOP innerhalb dieser Zeitspanne Werte um ca. 8-9 angenommen hatte und demnach offensichtlich qualitativ schlechte Code-Positionen vorlagen. Selbst mit 6 Satelliten, die 10 sec nach dem Signalabriß verfügbar waren, konnte keine erfolgreiche Mehrdeutigkeitsschätzung erfolgen. Dies ist allerdings nicht auf den PDOP zurückzuführen, da sich dieser auf einen Wert von ca. 3 verbessert hatte als der weitere Satellit hinzukam. Offenbar erfüllte in dieser Epoche keine Integerkombination alle Validierungstests. Erst 11 sec nach dem Signalabriß waren ausreichend Phasendaten auf beiden Frequenzen verfügbar, worauf eine Ambiguitätschätzung der Widelane-Mehrdeutigkeiten erfolgen konnte. Diese war instantan erfolgreich und bildete die Grundlage für die L_1 -Ambiguitätschätzung, welche ebenfalls in derselben Epoche erfolgreich verlief. Die Mehrdeutigkeitsauflösung ohne INS Zusatzinformationen benötigte bei diesem Beispiel eine Sekunde länger als bei der GPS/INS Prozessierung. Der Suchalgorithmus war nach 12 sec fähig, die Widelane-Ambiguitäten zu schätzen. Ausgehend von dieser Information konnten die L_1 -Mehrdeutigkeiten ebenfalls in derselben Epoche gelöst werden. Dies bedeutet, daß die Schätzung der Trajektorie nicht sehr von den Zusatzinformationen des INS profitieren konnte und lediglich eine Verkürzung der Strecke ohne Phasenpositionierung von ca. 22 m erfolgte.

Weiterhin ist ein Beispiel (Abb. 10.38) gegeben, welches die erfolgreiche L_1 -Ambiguitätenauflösung darlegt. Nach dem Signalabriß waren 3 sec keine Satellitenbeobachtungen verfügbar. In der vierten Sekunde nach dem Abriß war der GPS Empfänger fähig, 5 L_1 -Phasenbeobachtungen zu messen. Aufgrund des guten PDOP von ca. 2.4 und der anzunehmenden guten gemittelten Lösung (INS und Code-Beobachtungen), war der Suchalgorithmus in der Lage instantan die L_1 -Ambiguitäten zu schätzen. Erst 8 sec nach dem Abriß waren auch ausreichen L_2 -Phasenbeobachtungen vorhanden, was die Bildung der Widelane-Linearkombination ermöglichte. Ausgehend von den Widelane-Beobachtungen folgte die Suche der Widelane-Mehrdeutigkeiten, welche ebenfalls instantan gelang. Bei der ausschließlichen GPS Prozessierung war der Suchalgorithmus ebenfalls in der Lage, nach 8 sec die Widelane-Ambiguitäten aufzulösen. Aufgrund der a priori Information der Widelane-Position wurde ebenfalls die L_1 -Suche erfolgreich durchgeführt. Hierbei ist zu beachten, daß die GPS-Trajektorie eine Datenlücke aufweist, welche 5 sec länger ist als die der GPS/INS Trajektorie. Während bei der GPS/INS Trajektorie bedingt durch die Geschwindigkeit von 80 km/h eine Strecke von ca. 66 m ohne hochgenaue GPS Position befahren wurde, bedeutet dies bei der GPS Trajektorie eine Strecke von ca. 178 m bei der die Koordinatenlösung nur aufgrund der INS und doppelt differenzierten Code-Beobachtungen

weitergeführt werden konnte.

Das Ziel der Minimierung der Epochen, in denen keine Phasenpositionierung möglich war, wurde erreicht. Dies zeigt sich in der Reduktion der Anzahl von Code-Positionen von 50%, was sich in dem Anteil von Code-Positionen an der Gesamttrajektorie von nur noch ca. 5% widerspiegelt. Erwähnenswert ist, daß die Code-Positionen nicht denen der ausschließlichen GPS Auswertung entsprechen, sondern aus der gewichteten Mittelbildung von GPS- und INS-Prozessierungen entstanden, welche erwartungsgemäß eine höhere Qualität aufweisen als die epochenweisen Code-Positionen.

Weiterhin ist beim Wechsel zur nächsten VRS im GPS/INS Modus im Gegensatz zur alleinigen GPS Auswertung keine Lücke in der Phasenpositionierung zu beobachten. Dies bedeutet, daß an jeweiligen Unstetigkeitsstelle die Mehrdeutigkeiten innerhalb der Epoche erfolgreich durchgeführt werden konnte, in der der Wechsel der virtuellen Referenzstation vollzogen wurde. Die Erklärung hierfür ist recht einfach, da diese Unstetigkeitsstelle für den Rover-Empfänger keinen Signalabriß im eigentlichen Sinn darstellt. Das heißt, daß alle vorhandenen Satelliten permanent verfolgt wurden und deshalb keine Verschlechterung der Satellitengeometrie eingetreten ist. Zusätzlich wurde eine sehr genaue a priori Information in Form von Koordinaten, welche aus der gewichteten Mittelbildung berechnet wurden, bereitgestellt, was die instantane Mehrdeutigkeitsauflösung ermöglichte.

Resümierend kann festgestellt werden, daß die kombinierte GPS/INS Auswertung im Vergleich zur ausschließlichen GPS Prozessierung einige wesentliche Vorteile bietet. Zum einen wurde eine Erhöhung der Auflösung der zu bestimmenden Trajektorie erreicht. Die mittels GPS Prozessierung erhaltene Trajektorie hat eine Auflösung von ca. 22 m, wohingegen die Auflösung der GPS/INS geschätzten Trajektorie ca. 44 cm beträgt, was beispielsweise bei der genauen Erstellung von Fahrbahnprofilen sehr hilfreich ist. Oftmals ist eine Mehrdeutigkeitsauflösung innerhalb der ersten Epoche mit ausreichenden Satellitendaten durchführbar. Allerdings ist unter schwierigen Verhältnissen, wie sie beispielsweise direkt nach einem Signalabriß auftreten, die Ambiguitätenauflösung weiterhin nicht einfach. Trotz der guten INS Lösungen während kurzen Abrissen ist bedingt durch die in diesen Fällen meist schlechte Satellitengeometrie und der dadurch fragwürdigen Qualität der Code-Lösungen eine instantane L_1 -Mehrdeutigkeitsauflösung nicht möglich. Dennoch verkürzt sich insgesamt die benötigte Zeit für das Auflösen der Mehrdeutigkeiten um 50%, was gleichzeitig zu einer Reduktion der GPS geschätzten Trajektorienpunkte mittels doppelt differenzierter Code-Beobachtungen um ebenfalls ca. 50% führt.

11. Zusammenfassung und Ausblick

Ziel dieser Arbeit war die Entwicklung und Erprobung des hybriden, auf kinematische Messungen ausgelegten Meßsystems **SIGNA** und **SKinI**. Die Neuentwicklung war notwendig geworden, da in Bezug auf die verwendete Hardware und Software keine in vertretbarem Aufwand durchzuführenden Weiterentwicklungen sinnvoll gewesen wären. Die Modernisierung der Hardware betraf vor allem den GPS Sensor, den PC und die verwendete Schnittstellenkarte, welche für die Datenkommunikation und -entgegennahme zwischen INS und PC zuständig ist. Der Einsatz einer neuen GPS Empfängergeneration war notwendig, da die bis dato zum Einsatz gekommenen Trimble 4000 SSi gravierende Schwächen bezüglich der Re-Akquisition der L_2 -Phasendaten aufweisen. Dieser Nachteil wirkt besonders schwer, da die Bildung von Linearkombinationen und demnach das Ausnutzen der positiven Eigenschaften dieser (schnellere und zuverlässigere Auflösung der Mehrdeutigkeiten) nicht möglich macht. Weiterhin war die Re-Akquisition der Phasenbeobachtungen nach einem kompletten Signalabriß auf der L_1 -Frequenz mit Durchschnittlich 12 sec wesentlich länger als bei dem modernen Trimble 4700, welcher dafür nur ca. 5 sec benötigt und somit die dafür benötigte Zeit um ca. 60% reduziert. Dieser Vorteil begünstigt gerade bei der Vermessung im GPS/INS Modus die Maximierung der Phasenpositionen der bestimmten Trajektorie und stellt eine große Verbesserung zu der in der Arbeit [Mathes 1998] benutzten Hardware dar.

Bedingt durch die alte Schnittstellenkarte, die bis zu den Anfängen der Arbeit [Heinze 1996] zurückreicht, war ein Einsatz des Systems nur unter MS-DOS als Konsolenanwendung durchführbar. Auch stellte diese Karte eine Einzelanfertigung dar, die speziell für das IPGD gefertigt wurde. Demzufolge war diese Schnittstellenkarte kein Standardprodukt mit den Vorteilen von Weiterentwicklung und Unterstützung seitens des Herstellers. Um das Meßsystem auch im Umfeld aktueller und zukünftiger Betriebssysteme verfügbar zu machen, wurde die Aufgabe der MS-DOS basierten Hardware-Behandlung unumgänglich, da sonst Weiterentwicklungen der Applikation nicht in sinnvoller Weise möglich gewesen wären. Auch bot der in den Arbeiten [Heinze 1996], [Söhne 1996] und [Mathes 1998] benutzte PC keine Möglichkeit der Aufrüstung von Hardware. Aus diesen Gründen wurde die Entscheidung getroffen, eine neue und offene Implementation der GPS/INS Applikation mit neuer Hardware zu entwickeln.

Die in dieser Arbeit durchgeführten Neuentwicklungen betrafen sowohl die INS Software als auch den GPS Prozessor. Im Rahmen der Entwicklung der INS Software wurde das Programmpaket **SIGNA** (Satellite and Inertial-Platform based Geodetic Navigation System) erstellt [Schüttel 2004], welches

die Datenaufzeichnung der während der INS Messung anfallender Informationen organisiert und während der Prozessierung die Position, Geschwindigkeit und Ausrichtung der Plattform berechnet. Im Gegensatz zu den vorherigen Arbeiten wurde bei der Entwicklung der Software auf einen streng objektorientierten Ansatz geachtet, da sich während der Untersuchungen zum Entwicklungspotential der vorhandenen Software-Architektur die Nachteile der in C programmierten Quellen sehr deutlich herauskristallisiert haben. Durch die bei der Neuentwicklung beachteten Richtlinien ergibt sich die Möglichkeit einer schnellen Anpassung von Hard- und Software. Dementsprechend stellen die entwickelten Module eine gute und leicht zu erweiternde Basis für weitere Entwicklungen, beispielsweise der Einsatz eines Kamerasystems, dar. Schließlich ermöglicht die neue Implementation der Meßfahrt-Software einen Einsatz unter den aktuellen Betriebssystemen wie Windows[®] 2000 oder Windows[®] XP.

Weiterhin war eine Modernisierung des GPS Prozessors unumgänglich, da die am IPGD vorhandenen Algorithmen zur Bestimmung der Mehrdeutigkeiten in der Bewegung im Vergleich zu dem benutzten modernen Verfahren einige Schwachpunkte aufweisen, was sich besonders in den Zeiten für die Fixierung der Ambiguitäten (TTFA) zeigt. Die Wahl eines geeigneten Verfahrens fiel dabei auf die von [Teunissen 1993] vorgestellte **LAMBDA**-Methode (Kap. 3), welche für die in dieser Arbeit im Fokus stehende kinematische Anwendung von GPS und INS modifiziert wurde. Weiterhin erfuhr der Algorithmus Modifikationen bezüglich der Anzahl der zu schätzenden potentiellen Integer-Kandidaten. In [Teunissen 1993] wird nur nach dem besten Satz von Ambiguitäten bzw. zwei besten Integerkombinationen, wenn eine Validierung stattfinden soll, gesucht. Hinreichende Validierungstests zum frühzeitigen Isolieren unwahrscheinlicher Integerkombinationen sind nicht beschrieben und meist nicht notwendig, da bedingt durch die wesentlich höhere Redundanz bei den (kurzzeit-)statischen Beispielen in [Tiberius und de Jonge 1995] und [Teunissen u. a. 1996a] mit kleinen Suchräumen zu rechnen ist, welche die Lösung des Ambiguitätenproblems oftmals problemlos ermöglichen. Im Gegensatz dazu ist dieser Ansatz bei den i.d.R. großen Suchräumen kinematischer Epochendaten wenig erfolgreich, weswegen eine iterative Steigerung der Anzahl der zu suchenden Kandidaten durchgeführt wird, was einer schrittweisen Vergrößerung des Suchraums gleichkommt. Aus diesem Grund ist der Ambiguitätensuchalgorithmus in **SKinI** unbedingt auf zuverlässige Validierungstests (Kap. 9.1.2) angewiesen, welche die weniger wahrscheinlichen Integerkombinationen frühzeitig aus dem Validierungsprozeß isolieren. Zusätzlich wurde die in [Leinen 1997] erarbeitete Methode zur direkten Festsetzung von Ambiguitäten bei bekannter Basislinie (Kap. 9.1.3) ohne Suchalgorithmus verfeinert. Dieses Verfahren beruht auf der Tatsache, daß es nicht sinnvoll ist, den Mehrdeutigkeitssuchalgorithmus neu zu initialisieren, wenn ein weiterer Satellit verfügbar wird und damit alle bis dato gültigen Ambiguitäten zu verwerfen. Stattdessen wird die Ambiguität des neuen Satelliten berechnet. Die Berechnung der neuen Mehrdeutigkeit erfolgt über den Zwischenschritt der Phasenpositionierung mittels bereits fixierter Ambiguitäten. Ausgehend von den genau bekannten Koordinaten des Raumvektors wird die Raumstrecke zwischen den Antennenphasenzentren der Referenz- und Rover-Antenne gebildet und

daraus die neue Mehrdeutigkeit abgeleitet. Gleichmaßen sind für die mit dieser Methode bestimmten Mehrdeutigkeiten Validierungstests vonnöten. Hierbei werden insgesamt drei Validierungstests durchlaufen.

Modellbedingt werden der Einfluß der Troposphäre und Ionosphäre nicht in der Parameterschätzung berücksichtigt. Der troposphärische Einfluß wird mittels Modellen berechnet und der Einfluß der Ionosphäre wird vernachlässigt. Dies begrenzt den Arbeitsbereich von ***SKinI*** auf kurze Basislinienlängen bis ca. 20 km, was ebenfalls einer Begrenzung der entfernungsabhängigen Fehlereinflüsse entspricht, welche einerseits die Positionsgenauigkeit verfälschen und andererseits die Ambiguitätenauflösung erschweren können. Die Vereinfachung des Fehlermodells wird dadurch kompensiert, daß die mit steigender Basislinienlänge auftretenden entfernungsabhängigen Fehlerterme durch die Verwendung virtueller Referenzstationen (Kap. 4) vermindert werden.

Das entwickelte hybride Meßsystem besteht aus den Modulen ***SKinI*** und ***SIGNA***, welche die Software-Realisierung des Integrationskonzeptes „Loose Integration with GPS Seeding“ darstellen. Um dieses Konzept zu verwirklichen, werden gegenseitig Informationen zwischen INS und GPS Modul ausgetauscht, um die wechselseitige Ergänzung und Stützung der beteiligten Sensoren zu ermöglichen. Im Fall des INS folgt die Stützung der INS Lösung mittels GPS Koordinaten und Geschwindigkeiten, um die Gerätefehler zu kompensieren und die Genauigkeit der INS geschätzten, hochauflösenden Trajektorie zu verbessern. Bezogen auf GPS erstreckt sich die Stützung auf die Ambiguitätenauflösung und das Weiterführen der Koordinatenlösung auch in den Zeiten, in denen keine GPS Lösung aufgrund von z.B. Signalabbrissen möglich ist. Weiterhin bietet das INS den Vorteil, die Trajektorie mit 50 Hz aufzulösen, was mit den vorhandenen GPS Empfängern (siehe Kap. 7.2) nicht möglich ist. Der sich daraus ergebende Vorteil liegt in der kontinuierlichen Erfassung der Koordinaten, die bei einer Geschwindigkeit von 60 km/h ca. 0.33 m beträgt. Im Gegensatz dazu bieten die verwendeten GPS Empfänger lediglich eine Meßrate von 2 Hz, was einer Auflösung von ca. 8.3 m bei gleicher Geschwindigkeit entspricht.

Der Fokus dieser Arbeit liegt auf der beschleunigten und zuverlässigen Auflösung der Mehrdeutigkeiten, welche im wesentlichen von zwei Aspekten beeinflusst werden. Zum einen ist dies die Güte der a priori Koordinaten, die das Zentrum des Suchbereichs repräsentieren. Zum anderen ist eine Verkleinerung des Suchraums für die Mehrdeutigkeitssuche zu erwarten, da bezogen auf das Konzept der GPS/INS Integration die Ambiguitätenauflösung mittels Einbinden von INS Daten profitiert. Dies folgt aus der gewichteten Mittelbildung der im Kurzzeitbereich mit höherer Genauigkeit vorliegenden INS Lösung mit der doppelt differenzierten Code-Lösung. Dies Verringert die Anzahl der möglichen Integerkombinationen innerhalb des Suchbereichs und vermindert die Gefahr falscher Ambiguitätenfixierungen. Idealerweise ist unter der Voraussetzung hinreichender Satellitenbeobachtungen eine sofortige Auflösung mittels der von INS und GPS gelieferten a priori Informationen möglich. Allerdings müssen hierfür einige Bedingungen erfüllt sein. Dazu gehört einerseits, daß die Dauer des Signalabbrisses nicht zu groß sein darf, da sonst bedingt durch die starken Driften der INS Lösung (Kap. 9.2) eine L_1 -Schätzung erschwert wird. Andererseits ist unmittelbar nach einem Signalabriß

mit einer schlechten Satellitengeometrie zu rechnen, da unter Umständen noch nicht alle verfügbaren Satelliten verfolgt werden können. Dies wirkt sich oftmals negativ auf die Mehrdeutigkeitsbestimmung aus.

Um den für eine kombinierte GPS/INS Messung kleinen Arbeitsbereich von ca. 20 km ausdehnen zu können, wurde in der vorliegenden Arbeit der Ansatz der virtuellen Referenzstationen aufgegriffen und in der Hinsicht benutzt, daß *SKinI* in der Lage ist, vier virtuelle Referenzstationen sequentiell zu prozessieren (Kap. 9.3) und damit den Einsatzbereich auf > 60 km auszudehnen. Dazu werden nach der Messung die Daten der virtuellen Referenzstation entlang der Trajektorie gelegt, so daß eine lückenlose Abdeckung mit Referenzdaten vorliegt. Der Vorteil dieses Konzeptes gegenüber den Arbeiten von [Heinze 1996], [Söhne 1996] und [Mathes 1998] liegt darin, daß eine Meßfahrt eines sehr langen Autobahnabschnitts erfolgen kann, ohne daß die Meßstrecke mit lokal aufgestellten Referenzstationen abgedeckt werden muß. Weiterhin kann die Planung der VRS-Standpunkte komplett im Büro erfolgen, da im Gegensatz zu lokalen Referenzstationen keine Erkundung geeigneter Standpunkte im Hinblick auf Abschattungen etc. erfolgen muß. Dies führt zu einer Minimierung der Arbeitszeiten und -kosten, da im Idealfall nur noch die Messung durchgeführt wird, ohne aufwendige Zusatzarbeiten wie Planung, Selektion von geeigneten Standpunkten, Aufstellung und Bewachung von lokalen Referenzstationen.

Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Erprobungen der entwickelten Module erfolgten einerseits im ausschließlichen GPS Modus und andererseits im GPS/INS Modus, um die Leistungsfähigkeit des kinematischen Meßsystems zu dokumentieren. Die Untersuchungen zur alleinigen GPS Prozessierung ergaben hervorragende Ergebnisse bezüglich der instantanen Ambiguitätenauflösung mittels kinematischer Daten, die hinsichtlich der geringen Redundanz des Problems eine nicht triviale Aufgabe darstellen. Die durchgeführten Experimente (Kap. 10.2.1) belegen, daß der entwickelte Algorithmus in ca. 66% der Fälle eine instantane Mehrdeutigkeitsauflösung mit kinematischen Daten ermöglicht. Dabei darf allerdings nicht außer Acht gelassen werden, daß bei ca. 1-3% der Fälle eine falsche Fixierung angenommen werden muß. Somit stellt das erarbeitete Ambiguitätensuchverfahren eine äußerst performante Basis für die Verwendung in dem konzipierten GPS/INS System dar, da bezüglich der Trajektorienbestimmung mittels GPS/INS eine große Anzahl von Positionen mit dem Genauigkeitspotential der GPS Phasenmessung angestrebt wird.

Die Validierung des hybriden Meßsystems erfolgte mittels einer Testfahrt (Kap. 10.2.2) unter realen Bedingungen und unter Zuhilfenahme von vier virtuellen Referenzstationen. D.h., die Leistungsfähigkeit zur schnellen Mehrdeutigkeitsbestimmung wurde nicht anhand von künstlich generierten Signalabrissen, sondern mittels einer ca. 50 km langen Meßstrecke belegt, inklusive zwangsläufig durch Brücken auftretenden Signalabrissen. Gegenüber der alleinigen GPS Prozessierung der Trajektorie sind weitreichende Verbesserungen bei der Zeit für das Fixieren der Ambiguitäten und daraus folgend eine starke Reduktion der doppelt differenzierten Code-Positionen der Trajektorie erkennbar. Der Vergleich zwischen kombinierter Auswertung und ausschließlicher GPS Prozessierung zeigt eine Verringerung der TTFA von durchschnittlich 10 sec auf 5 sec. Dementsprechend ist auch eine Reduktion der Anzahl

der doppelt differenzierten Code-Lösungen um ca. 50% ersichtlich. Weitaus dramatischer stellt sich der Vorteil der kombinierten Auswertung bei einem Wechsel der virtuellen Referenzstationen und der damit verbundenen Neuinitialisierung des Mehrdeutigkeitssuchalgorithmus dar. In diesen Fällen gelingt dem hybriden System eine instantane Auflösung der Ambiguitäten, wohingegen bei der alleinigen GPS Prozessierung eine durchschnittliche Fixierungszeit von 5 sec benötigt wird. Der Grund für die instantane Auflösung des kombinierten Systems bzw. der kleineren Fixierungszeit im ausschließlichen GPS Modus liegt darin, daß ein Wechsel der Referenzstationen keinen Signalabriß im eigentlichen Sinn mit seinen negativen Auswirkungen auf die Satellitengeometrie darstellt.

Die kombinierte GPS/INS Auswertung mittels **SIGNA** und **SKinI** hat, trotz der für diese Meßfahrt hohen Geschwindigkeit von ca. 80 km/h, seine Überlegenheit gegenüber der ausschließlichen GPS Prozessierung belegt. Die wesentlichen Vorteile des hybriden Systems liegen in der Minimierung der Epochen, in denen keine Phasenpositionierung möglich war und demnach eine Steigerung der Genauigkeit der bestimmten Trajektorie innerhalb dieser Epochen. In den verbliebenen 5% der Positionen der Trajektorie ist gleichermaßen eine Steigerung der Genauigkeit zu erwarten, da die Schätzung der Trajektorie auf der gewichteten Mittelbildung aus doppelt differenzierten Code-Positionen und INS beruht, welche erwartungsgemäß eine höhere Qualität aufweisen als die epochenweisen Code-Positionen. Schließlich wurde eine große Erhöhung der Auflösung der zu bestimmenden Trajektorie erreicht, da die mittels des kinematischen Meßsystems **SIGNA** und **SKinI** geschätzte Trajektorie eine Auflösung von ca. 44 cm besitzt, wohingegen die GPS geschätzte Trajektorie bei gleicher Geschwindigkeit eine Auflösung von ca. 22 m (GPS Meßrate: 1 Hz) hat.

Im Hinblick auf die Auswertung unter realen Bedingungen hat sich allerdings auch ein Nachteil der im GPS/INS Modus benutzten gewichteten Mittelbildung zur Schätzung der a priori Informationen herausgebildet. Dies zeigt sich darin, daß unter schwierigen Verhältnissen, wie sie beispielsweise direkt nach einem Signalabriß auftreten, die Ambiguitätenauflösung weiterhin nicht einfach ist. Trotz der guten INS Lösungen während der kurzen Abrisse ist, bedingt durch die in diesen Fällen meist schlechte Satellitengeometrie und der dadurch fragwürdigen Qualität der doppelt differenzierten Code-Lösung, eine instantane L_1 -Mehrdeutigkeitsauflösung oftmals nicht möglich. Aus diesem Grund erscheint eine Modifikation des Filters zur Vereinigung der INS und GPS Daten sinnvoll.

Statt der aktuellen Modellierung sollte zusätzlich eine zeitabhängige Komponente eingeführt werden, die der Tatsache Rechnung trägt, daß die INS Daten im Kurzzeitbereich (<15 sec) eine wesentlich höhere Güte haben und nicht durch Signalabschattung und -beugung beeinflusst werden. In Abbildung (11.1) ist exemplarisch ein möglicher Ansatz für die zeitabhängige Gewichtung der INS und GPS Daten gegeben. Beispielsweise könnte sich der Suchalgorithmus innerhalb der ersten 15 sec komplett auf die INS Informationen stützen und bedingt durch das Gewicht $P_{(t)GPS} = 0$ die Koordinatenschätzung der doppelt differenzierten Code-Beobachtungen nicht berücksichtigen. Da allerdings die INS Lösungen starken Driften unterliegen (siehe Kap. 9.2.1), muß die Gewichtung der INS Daten stetig abnehmen und die der GPS Daten gleichermaßen zunehmen. Somit wird eine stetige Steigerung

der GPS Gewichtung durchgeführt, bis die Dauer des Signalabrisses 60 sec erreicht hat. Ab diesem Zeitpunkt werden die INS Daten nicht mehr berücksichtigt, da deren Genauigkeit, bedingt durch die Gerätedriften, weit unter der mittels doppelt differenzierten Code-Beobachtungen erhaltenen Position liegt. Dies bedeutet für den angedachten Ansatz, daß das zusätzlich eingeführte Gewicht für die INS Daten einen Wert von $P_{(t)INS} = 0$ annimmt, wohingegen die Gewichtung der GPS Daten mit $P_{(t)GPS} = 1$ dazu führt, daß das Zentrum des Suchbereichs allein von der GPS Position definiert wird.

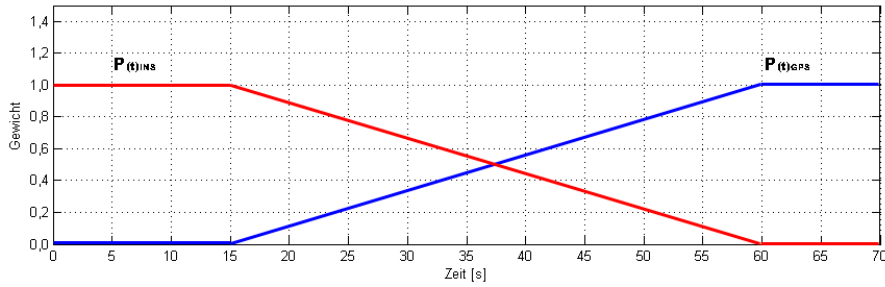


Abbildung 11.1.: Zeitabhängige Modellierung des Gewichtungsansatzes für die Vereinigung der INS und GPS Daten

Ausgehend von diesen Annahmen ändern sich die Formeln für die Vereinigung von INS und GPS Daten (siehe Glg. 9.30 bis 9.34) in folgender Weise: Der von dem zeitabhängigen Modellierungsansatz unabhängige Beobachtungsvektor (11.1) ergibt sich aus den Positionslösungen des INS und der doppelt differenzierten Code-Beobachtungen.

$$l = \begin{bmatrix} \hat{x}_{INS} \\ \hat{x}_{DCS} \end{bmatrix} \quad (11.1)$$

mit:

\hat{x}_{INS} Positionslösung INS

\hat{x}_{DCS} Positionslösung $\nabla\Delta$ -Code

Die nun um die zeitabhängige Komponente erweiterte Varianz-Kovarianzmatrix Σ_{ll} wird, wie in Gleichung (11.2) ersichtlich, gebildet.

$$\Sigma_{ll} = \begin{bmatrix} P_{(t)INS} \cdot \Sigma_{\hat{x}_{INS}} & 0 \\ 0 & P_{(t)GPS} \cdot \Sigma_{\hat{x}_{DCS}} \end{bmatrix} \quad (11.2)$$

Ausgehend von dem Modell der direkt beobachteten Größen, folgt für die Designmatrix A :

$$A = \begin{bmatrix} I \\ I \end{bmatrix} \quad (11.3)$$

Die Berechnung des um den Zeitfaktor erweiterten, gewichteten Mittels erfolgt mittels der Gleichungen (11.4) und (11.5).

$$\bar{x} = (A^T \Sigma_u^{-1} A)^{-1} A^T \Sigma_u^{-1} l \quad (11.4)$$

$$\Sigma_{\bar{x}} = (A^T \Sigma_u^{-1} A)^{-1} \quad (11.5)$$

Im Rahmen dieser Arbeit war die Validierung und eventuelle Verfeinerung dieses Ansatzes nicht mehr durchführbar. Nichtsdestominder sollten zukünftige Entwicklungen an den Modulen **SIGNA** und **SKinI** diesen Ansatz aufgreifen und berücksichtigen, da somit die Problematik der qualitativ schlechten Code-Positionen nach einem Signalabriß vermindert werden kann und eine weitere Verkürzung der Dauer für die L_1 -Ambiguitätsuche zu erwarten ist.

Weiterhin wären Verbesserungen bezüglich der Prozessierung mittels virtueller Referenzstationen sinnvoll. Beispielsweise könnte abhängig von der Länge der gefahrenen Strecke ein automatisiertes Verfahren entwickelt werden, welches Vorschläge für die Positionen der jeweiligen VRS macht. Im Moment erfolgt die Planung und Berechnung der Positionen der jeweiligen VRS manuell. Abhängig von der Gesamtstrecke könnte eine Berechnung der maximalen Basislinienlängen unter Beachtung gleicher Aktionsradien und minimaler Höhendifferenzen der virtuellen Referenzstationen erfolgen. Die benötigten Daten könnten entweder aus der autonomen Positionierung der GPS Empfänger oder aus einer vorab durchgeführten kinematischen Code-Einzelpunktbestimmung erhalten werden.

Bezüglich einer erweiterten Validierungsmöglichkeit der gefundenen Ambiguitäten des hybriden Systems wäre die in [Söhne 1996] vorgestellte Methode eines Mehrantennensystems vorstellbar. Dazu müssen die Antennenphasenzentren der auf dem Trägerfahrzeug montierten GPS Antennen vorab mittels terrestrischer Vermessung oder aber durch eine längere statische GPS-Messung bestimmt werden. Aus den danach bekannten Positionen der Antennenphasenzentren ist die Berechnung der Raumstrecken zwischen den Antennen möglich und kann für die Validierung der gefundenen Mehrdeutigkeiten herangezogen werden. In diesem Fall werden nur die Integerkombinationen vorläufig akzeptiert, die zu den vorab bestimmten Raumstrecken im Rahmen der Meßgenauigkeit passen. Alle anderen könnten frühzeitig aus dem Validierungsprozeß isoliert werden. Allerdings ist für dieses Verfahren eine starke Steigerung der Rechenzeit zu erwarten, da die Schritte der Ambiguitätsuche und -validierung sowie Positionsrechnung für jeden Empfänger durchgeführt werden muß. Außerdem muß bei dem vorgeschlagenen Mehrantennensystem berücksichtigt werden, daß der in **SKinI** verwirklichte Ansatz zur L_1 -Ambiguitätsuche auf den a priori Informationen der Widelane-Beobachtungen erfolgt. Somit muß

dem höheren Rauschen der Widelane-Beobachtungen (siehe Kap. 2.3.2) Rechnung getragen werden. D.h., dem Vergleich der bestimmten Raumstrecke aus der GPS Positionierung und der vorab bestimmten Referenzstrecke muß eine größere Toleranz gewährt werden. Dies ist jedoch i.d.R. unkritisch, da sich eine falsche Fixierung der Widelane-Ambiguitäten üblicherweise in großen Koordinatensprüngen äußert und somit leicht detektiert werden kann.

Im Zuge der GPS Modernisierung und der Entwicklung von GALILEO werden sich einige für die hochgenaue differentielle Positionierung wichtige Aspekte ergeben. Bezüglich des modernisierten GPS wird ein neues Signal $L_5 = 1176.45$ MHz (nicht zu verwechseln mit der Widelane-Linearkombination aus L_1 und L_2) verfügbar sein. Weiterhin wird die Modulation des aktuellen L_2 -Signals geändert, um einen frei zugänglichen Code (L_{2c}), ähnlich dem C/A Code auf der L_1 -Frequenz, zur Verfügung zu stellen. Auch die Entwicklungen bezüglich des europäischen Satellitensystems Galileo werden ähnlich dem des modernisierten GPS verlaufen. Allerdings sollen fünf verschiedene Frequenzen bereitgestellt werden, die sich bezüglich der Integrität und Verfügbarkeit unterscheiden werden. Außerdem ist geplant, zusätzlich zu einem sog. „Open Service“ weitere „Commercial Services“ anzubieten, welche der Nutzer gegen Bezahlung nutzen kann. Weiterhin wird es wie bei dem GPS System ein „Public Regulated Service“ geben, der nur autorisierten Nutzern zur Verfügung stehen wird.

Prinzipiell sind sich die Systeme in dem Punkt ähnlich, daß beide die Möglichkeit bieten werden, auf mindestens zwei Frequenzen Code-Messungen durchzuführen und bedingt durch die neu hinzugekommenen Frequenzen viele neue Linearkombinationen aus den Originalfrequenzen ableiten zu können. Der Vorteil von frei zugänglichen Code-Messungen ähnlich dem GPS L_1 -Signal liegt (am Beispiel des modernisierten GPS) darin begründet, daß es möglich sein wird, die Phasenbeobachtungen auf der L_2 -Frequenz nahezu gleichzeitig mit den Phasenbeobachtungen der L_1 -Frequenz zu erhalten. Dies schafft die Möglichkeit einer sofortigen Bildung der Widelane-Linearkombination, wovon das entwickelte hybride System in der Hinsicht profitieren würde, daß die Zeiten, in denen das Fixieren der L_1 -Ambiguitäten aktuell nicht möglich ist (siehe Abb. 10.37), bedingt durch die sofortige Verfügbarkeit der L_5 -Beobachtungen minimiert werden, da selbst bei einer ungünstigen Satellitengeometrie eine Auflösung der Widelane-Mehrdeutigkeiten wesentlich erfolgreicher ist als bei den L_1 -Ambiguitäten. Die Bildung neuer Linearkombinationen beinhalten auch die Möglichkeit der Vereinfachung der Mehrdeutigkeitsauflösung, welche für die hochgenaue Positionierung notwendig ist. Ein mögliches Szenario am Beispiel der Frequenzen des modernisierten GPS wäre die Bildung der Linearkombination L_2-L_5 , welche zu einer effektiven Wellenlänge von ca. 5.86 m führen würde. Dies sollte auch bei schlechten Code-Beobachtungen in den meisten Fällen zu einer instantanen Auflösung der Ambiguitäten dieser Linearkombination führen. Allerdings ist auch dieses Signal bedingt durch die Bildung der Linearkombination mit einem Rauschen belegt, welches ungefähr 35 mal größer ist als die der Originalbeobachtung auf der L_1 -Frequenz [Hatch u. a. 2000]. Dementsprechend ist eine Auflösung der L_1 -Mehrdeutigkeiten unter Zuhilfenahme der Linearkombination L_2-L_5 eher unwahrscheinlich. Nichtsdestominder würde sich in diesem Fall ein kaskadierter Ansatz anbieten, welcher in drei Schritten ab-

laufen kann. Ausgehend von der a priori Information der doppelt differenzierten Code-Beobachtungen könnte die Auflösung der Mehrdeutigkeiten mit der Wellenlänge von ca. 5.86 m erfolgen. Dies sollte auch bei schlechteren Code-Beobachtungen zu den korrekten Ambiguitäten führen. Danach könnte die Suche der Widelane-Mehrdeutigkeiten erfolgen, die basierend auf den erhaltenen Koordinaten und der Varianz-Kovarianzmatrix der vorherigen Schätzung basiert. Für den Fall, daß die vorherige Schätzung die korrekten Ambiguitäten gefunden hat, ist es sehr unwahrscheinlich, daß die Widelane-Suche zu falschen Mehrdeutigkeiten führt. Schließlich wird, wie aktuell in ***SKinI*** implementiert, eine L_1 -Mehrdeutigkeitssuche durchgeführt, welche auf dem zweiten Schritt (die Koordinatenlösung der Widelane-Positionierung und deren Varianz-Kovarianzmatrix) basiert.

Abschließend bleibt zu sagen, daß die im Rahmen dieser Arbeit getätigten Entwicklungen ein Basissystem darstellen, welches bei der großräumigen Vermessung einer Trajektorie noch nicht universell eingesetzt werden kann. Dies liegt hauptsächlich in der Genauigkeit der INS Positionen begründet, die im Fall eines Signalabrisses das gewünschte Genauigkeitspotential nicht auf Dauer liefern können und damit auch die GPS Ambiguitätensuche beeinflussen. Somit ist wie in der Testmessung (Kap. 10.2.2) noch mit vielen Positionsbestimmungen zu rechnen, welche die Genauigkeit von einigen Zentimetern nicht einhalten können. Ohne die Erweiterung des hybriden Systems durch zusätzliche Sensoren wie Hodometer oder Kompassse bzw. die Verwendung eines modernen INS, welche die Positionsschätzung in Zeiten verbessert in denen GPS nicht verfügbar ist, wird dies nicht möglich sein.

A. Koordinatensysteme

Das Ziel der geodätischen Positionierung ist die Beschreibung der bestimmten Punkte durch ihre Koordinaten, wie z.B. Länge, Breite und Höhe sowie deren Genauigkeiten. Die Sensoren eines inertialen Navigationssystems (drei Beschleunigungsmesser und drei Kreisel) sind fest mit dem Fahrzeug verbunden und bilden das *Body-System*. Die Sensorausgaben, bestehend aus drei orthogonalen Drehraten und Beschleunigungen der Trägheitsplattform, beschreiben die Kinematik des *Body-System* in Bezug auf ein *Inertial-System*. Von Interesse ist allerdings die Beschreibung der Fahrzeugbewegung in einem erdfesten (*erdfestes, geozentrisches System*) bzw. horizontgebundenen (*Navigations-System*) Koordinatensystem. Erst die Integration und mehrfache Transformation der Rohdaten, bezogen auf das *Body-System*, führt zu den gewünschten Beobachtungen: die Änderungen der Koordinaten in dem bevorzugten übergeordneten Koordinatensystem.

Zur Interpretation dieser Beobachtungsgrößen und zur anschaulichen Darstellung der Ergebnisse der Navigationsrechnung sind vier Koordinatensysteme erforderlich.

Symbol	System	Charakter
I	Inertial-System (I-System)	geozentrisch
E	erdfestes, geozentrisches System (E-System)	terrestrisch global geozentrisch
N	Navigations-System (N-System)	ellipsoidisch lokal topozentrisch
B	Body-System	Fahrzeug

Tabelle A.1.: Erforderliche Koordinatensysteme für das System **SIGNA**

Alle vier Raumbezüge werden durch kartesische Koordinatensysteme mit geodätischem Modellcharakter realisiert. Der Erdkörper wird durch ein Rotationsellipsoid in Kombination mit einem Normalschwerefeld approximiert

A.1. Inertial-System

Die Beobachtungen eines Inertialnavigationssystems erfolgen im Rahmen der Newton'schen Mechanik, welche die Existenz eines *Inertial-System* voraussetzt [Groten 1979]. Ein solches *Inertial-System* entspricht einem Referenzsystem, welches keinen Beschleunigungen unterliegt und sich demnach in Ruhelage bzw. in einem Status von uniformer Bewegung ohne Rotation befindet [Torge 2001]. Die bestmögliche Approximation eines Inertial-Systems wird hinsichtlich der Fixsterne und Quasare außerhalb unserer Galaxie gebildet. Diese Approximation entspricht dem raumfesten äquatorialen Himmelssystem. Die Örter der katalogisierten Sterne unterliegen allerdings ebenfalls zeitlichen Änderungen, die durch Präzession und Nutation hervorgerufen werden. Diese zeitlichen Änderungen erfolgen mit einer Rate von $3.6 \cdot 10^{-7}$ arcsec/s [Mueller 1977], welche allerdings deutlich unterhalb des Rauschniveaus aktueller Inertialnavigationssystemen liegt. Für praktische Anwendungen in der Inertialgeodäsie kann das ausgewählte raumfeste Himmelssystem als Inertial-System behandelt werden. Die Festlegung des Inertial-Systems erfolgt folgendermaßen:

Ursprung	Massenzentrum der Erde
x -Achse	Richtung zum Frühlingspunkt (γ_0) zur Epoche T_0
y -Achse	senkrecht auf der x, z -Ebene
z -Achse	Richtung zum Himmelspol zur Epoche T_0

Tabelle A.2.: Definition Inertial-System

A.2. Erdfestes, geozentrisches System

Das *erdfeste, geozentrische System* ist ein geozentrisches Koordinatensystem (ECEF)¹, welches fest mit dem Erdkörper verbunden ist. Daraus folgt, daß das *erdfeste, geozentrische System*, wie der Erdkörper selbst, mit einer Erddrehrate von $7.292115 \cdot 10^{-5}$ rad/s rotiert und demnach keinem *Inertial-System* entspricht. Eine Konkretisierung eines *erdfesten, geozentrischen Systems* stellt das WGS84² dar. In der Definition des WGS84 werden zusätzlich noch weitere Größen, wie Rotationsgeschwindigkeit der Erde (ω_{Erde}) und Gravitationsparameter festgelegt. Das *erdfestes, geozentrische System* ist das System, in dem die Ergebnisse des Meßsystems ausgegeben sind. Diese Ausgaben sind Länge, Breite und Höhe in Bezug auf ein geozentrisches Rotationsellipsoid (WGS84-Ellipsoid).

¹Earth-Centered, Earth-Fixed

²World Geodetic System 1984

Die Darstellung der Koordinaten in ellipsoidischen, geographischen Koordinaten (mit geographischer Breite ϕ , geographischer Länge λ und ellipsoidischer Höhe h) stellt kein eigenes System dar. Die Koordinaten werden nur in anderer Form abgebildet [Sternberg 2000]. Die Definition des *erdfesten, geozentrischen Systems* entspricht folgender Tabelle:

Ursprung	Massenzentrum der Erde
x -Achse	Richtung mittlerer Meridian von Greenwich
y -Achse	senkrecht auf der x, z -Ebene
z -Achse	in Richtung der mittleren Rotationsachse der Erde (CIO) ³

Tabelle A.3.: Definition erdfestes, geozentrisches System

A.3. Navigations-System

Das Navigations-System entspricht dem *local-level*-Koordinatensystem der klassischen Plattformen und unterscheidet sich von dem lokalen astronomischen System durch die Lotabweichung und der Schwerestörung [Heinze 1996]. In diesem System werden fast alle Navigationsrechnungen durchgeführt. Das Navigations-System ist definiert durch:

Ursprung	Topozentrum
x -Achse	Richtung nach Osten
y -Achse	senkrecht nach Norden
z -Achse	Richtung der Ellipsoidnormalen nach oben

Tabelle A.4.: Definition Navigations-System

A.4. Body-System

Das *Body-System* ist das System in dem die Messungen eines Strapdown INS durchgeführt werden. Bedingt durch endliche Montagepräzision bilden die sensitiven Achsen der Kreisel und der Beschleunigungsmesser kein orthogonales System. Die Mißorientierung der Sensoren wird durch eine hochgenaue

³Conventional International Origin

Kalibrierung auf einem Drehtisch bestimmt. Mit den aus den Kalibrierungsmessungen erhaltenen Mißorientierungen ist es möglich, ein einheitliches orthogonales Koordinatensystem zu erhalten. Die Festlegung der Achsen des Body-Systems ist benutzerdefiniert. Das *Body-System* des am Institut für Physikalische Geodäsie vorhandenen Meßfahrzeuges mit dem Inertialnavigationssystem Lasernav II der Firma Honeywell ist wie folgt definiert:

Ursprung	Zentrum des Sensorblocks der IRU (Inertial Reference Unit)
x -Achse	Richtung zur rechten Fahrbahnseite
y -Achse	in Fahrtrichtung
z -Achse	Richtung zum Fahrzeugdach, senkrecht auf x, y -Ebenen

Tabelle A.5.: Definition Body-System

Literaturverzeichnis

- [Abidin 1993] ABIDIN, H.: *Computational and Geometrical Aspects of On-the-Fly Ambiguity Resolution*, University of New Brunswick, CA, Department of Surveying Engineering, Diss., 1993
- [Bauer 1997] BAUER, Manfred: *Vermessung und Ortung mit Satelliten*. vierte Auflage. Wichmann, 1997
- [Becker und Heinze 1994] BECKER, Matthias ; HEINZE, Ottmar. *Institut für Physikalische Geodäsie, Inertialgeodäsie*. unveröffentlicht. 1994
- [Beran u. a. 2002] BERAN, T. ; KIM, D. ; LANGLEY, R. B.: High-Precision Single-Frequency GPS Point Positioning. In: *Proceedings of ION GPS 2002*, Institute of Navigation, 2002
- [Brown und Hwang 1992] BROWN, R.G. ; HWANG, P.Y.C.: *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*. Second Edition. John Wiley & Sons, Inc., 1992
- [Chen 1992] CHEN, W.: *Integration of GPS and INS for precise surveying applications.*, University Newcastle Upon Tyne, Great Britain, Diss., 1992
- [Euler und Landau 1992] EULER, Hans-Jürgen ; LANDAU, Herbert: Fast GPS Ambiguity Resolution On-The-Fly for Real-Time Applications. In: *Proceedings of the 6th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning* , Columbus, Ohio, 1992
- [Farkas-Jandl 1986] FARKAS-JANDL, Tibor: *Einführung in die Inertialvermessung*. Herbert Wichman Verlag, 1986
- [Frei und Beutler 1990] FREI, E. ; BEUTLER, G.: Rapid static positioning based on the Fast Ambiguity Resolution Approach: theory and first results. In: *manuscripta geodaetica*, 15:325-356 (1990)
- [Gebre-Egziabher u. a. 1998] GEBRE-EGZIABHER, Demoz ; HAYWARD, Roger C. ; POWELL, J. D.: A Low-Cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Applications. In: *Presented at the 1998 IEEE Position, Location and Navigation Symposium - PLANS '98, Palm Springs, California, April 1998*, IEEE, 1998

- [Gelb 1974] GELB, A.: *Applied Optimal Estimation*. fourth print. The M.I.P. Press, Cambridge, Mass., USA, 1974
- [GPS Interface Control Document 2000] GPS INTERFACE CONTROL DOCUMENT, Revision IRN-200C-004. *NAVSTAR GPS Space Segment / Navigation User Interfaces*. ARINC Research Corporation. 2000
- [Greenspan 1996] GREENSPAN, R.: *GPS and inertial integration*. In *Global Positioning System Theory and Practice*, vol. II. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996
- [Grewal u. a. 2001] GREWAL, Mohinder ; WEILL, Lawrence ; ANDREWS, Angus: *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*. John Wiley & Sons, Inc., 2001 (WILEY-INTERSCIENCE)
- [Groten 1979] GROTEN, Erwin: *Geodesy and the earth's gravity field - Vol. I: Principles and conventional methods*. Dümmler Verlag, 1979
- [Han und Rizos 1996] HAN, S. ; RIZOS, C.: GPS Network Design and Error Mitigation for Real-Time Continuous Array Monitoring Systems. In: *Proceedings of the Institute of Navigation (ION) - Kansas City, 1996, Seiten: 1827-1836*, Institute of Navigation ION, 1996
- [Hatch u. a. 2000] HATCH, R.R. ; JUNG, J. ; ENGE, P. ; PERVAN, B.: Civilian GPS: The benefits of three frequencies. In: *GPS Solutions*, 3(4), 1-9. (2000)
- [Heinze 1996] HEINZE, Ottmar: *Aufbau eines operablen inertialen Vermessungssystems zur Online-Verarbeitung in der Geodäsie auf Basis eines kommerziellen Strapdown Inertialsystems*, Technische Universität Darmstadt, Institut für Physikalische Geodäsie, Diss., 1996. – DGK, Reihe C, 459
- [Hofmann-Wellenhof u. a. 1997] HOFMANN-WELLENHOF ; LICHTENEGGER ; COLLINS: *GPS Theory and Practice*. forth-revised edition. Springer-Verlag, 1997
- [Hu u. a. 2003] HU, G.R. ; KHOO, H.S. ; GOH, P.C. ; LAW, C.L.: Development and assessment of GPS virtual reference stations for RTK positioning. In: *Journal of Geodesy*, 77:292-302 (2003)
- [IPGD 1990] IPGD. *Institut für Physikalische Geodäsie, Darmstadt, Stand und Entwicklung des GPS Systems*. unveröffentlicht. 1990
- [Jekeli 2000] JEKELI, Christopher: *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*. Walter de Gruyter, 2000
- [de Jong u. a. 2002] JONG, C.D. de ; LACHAPELLE, G. ; SKONE, S. ; ELEMA, I.A.: *Hydrography*. Delft University Press, 2002

- [de Jonge und Tiberius 1996] JONGE, Paul de ; TIBERIUS, Christian: The LAMBDA method for integer estimation: implementation aspects / Delft University of Technology, Delft Geodetic Computing Centre. 1996 (LGR-Series No. 12). – Forschungsbericht
- [Kelly 1994] KELLY, Alonzo. *Modern Inertial and Satellite Navigation Systems*. The Robotics Institute, Carnegie Mello University. 1994
- [Keong 1999] KEONG, J.: *Determining Heading and Pitch Using a Single Difference GPS/GLONASS Approach.*, University of Calgary, Geomatix Engineering, UCGE Report 20134, Diplomarbeit, 1999
- [Landau u. a. 2002] LANDAU, H. ; VOLLATH, U. ; CHEN, X.: Virtual Reference Station Systems. In: *Journal of Global Positioning Systems, Vol. 1, No. 2:137-143* (2002)
- [Leach u. a. 2003] LEACH, Barrie ; DILLON, Jeremy ; RAHBARI, Roya: Operational Experience with Optimal Integration of Low-Cost Inertial Sensors and GPS for Flight Test Requirements. In: *Canadian Aeronautics and Space Journal, Vol. 49, No. 2, June 2003* (2003)
- [Leick 1995] LEICK, Alfred: *GPS Satellite Surveying*. second. John Wiley & Sons, 1995 (WILEY-INTERSCIENCE)
- [Leinen 1997] LEINEN, Stefan: *Hochpräzise Positionierung übr große Entfernungen und in Echtzeit mit dem Global Positioning System*, Technische Universität Darmstadt, Studiengang Vermessungswesen, Diss., 1997. – DGK, Reihe C, 472
- [Liang 1995] LIANG, D.: An overview of a generic multi-sensor integrated navigation system design. In: *Aerospace Navigation System, AGARDograp 331* (1995)
- [Mathes und Gianniou 1994] MATHES, A. ; GIANNIOU, M.: Real-Time Rapid-Static and Kinematic Surveying at the Centimeter Level and Below. In: *Proceedings of ION GPS 1994, Salt Lake City, Utah*, Institute of Navigation, 1994
- [Mathes 1998] MATHES, Andreas: *GPS und GLONASS als Teil eines hybriden Meßsystems in der Geodäsie am Beispiel des Systems HIGGINS*, Technische Hochschule Darmstadt, Institut für Physikalische Geodäsie, Diss., 1998. – DGK, Reihe C, 500
- [Mueller 1977] MUELLER, Ivan: *Spherical and Practical Astronomy as Applied to Geodesy*. Frederick Ungar Publisher Co., New York, 1977
- [Petovello 2003] PETOVELLO, Mark: *Real-Time Integration of a Tactical-Grade IMU and GPS for High-Accuracy Positoining and Navigation*, The University of Calgary (Alberta), Department of Surveying Engineering, Diss., 2003

- [Raquet u. a. 1998] RAQUET, J. ; LACHAPELLE, G. ; MELGARD, T.E.: Test of a 400 km x 600 km Network of Reference Receivers for Precise Kinematic Carrier-Phase Positioning in Norway. In: *Proceedings of the Institute of Navigation (ION) - Nashville, 1998, Seiten: 407-416*, Institute of Navigation ION, 1998
- [Roberts u. a. 2002] ROBERTS, Jonathan ; CORKE, Peter ; BUSKEY, Gregg: Low-Cost Flight Control System for a small Autonomous Helicopter, Australian Conference on Robotics and Automation, Auckland, November 2002
- [Röhrich 1993] RÖHRICH, S.: *Post-Mission Auswertemodell für die Vermessung mit Strapdown Inertialsystemen*, Technische Universität Darmstadt, Institut für Physikalische Geodäsie, Diss., 1993. – DGK, Reihe C, 407
- [Scherzinger 2000] SCHERZINGER, Bruno: Precise Robust Positioning with Inertial-GPS RTK. In: *Proceedings of the ION GPS 2000*, Institute of Navigation, 2000
- [Schrack 1977] SCHRACK, K.-W.: *Anwendungen der Kalman-Filter-Technik, Anleitung und Beispiele*. R. Oldenbourg Verlag, München, Wien(1977), 1977
- [Schüttel 2004] SCHÜTTEL, Marcel: *Entwicklung einer Messfahrtsoftware für die integrierte GPS/INS Plattform des Instituts für Physikalische Geodäsie der TU Darmstadt.*, Technische Universität Darmstadt, Institut für Physikalische Geodäsie, Diplomarbeit, 2004
- [Seeber 1989] SEEBER, Günter: *Satellitengeodäsie: Grundlagen, Methoden und Anwendungen*. Walter de Gruyter, 1989
- [Sennott und Senffner 1997] SENNOTT, J. ; SENFFNER, D.: Robustness of Tightly Coupled Integrations for Real-Time Centimeter GPS Positioning. In: *Proceedings of ION GPS 1997, Seiten: 665-663*, Institute of Navigation, 1997
- [Söhne 1996] SÖHNE, Wolfgang: *Ein hybrides System in der Geodäsie. Einsatz des NAVSTAR GPS mit dem Strapdown-Inertial-Navigationssystem LASERNAV II für kinematische Punktbestimmung und Orientierung.*, Technische Universität Darmstadt, Institut für Physikalische Geodäsie, Diss., 1996. – DGK, Reihe C, 463
- [Stephen 2000] STEPHEN, Jim: *Development of a multi-sensor GNSS based vehicle Navigation System.*, The University of Calgary (Alberta), Department of Surveying Engineering, Diplomarbeit, 2000
- [Sternberg 2000] STERNBERG, Harald: *Zur Trajektorienbestimmung von Landfahrzeugen mit einem hybriden Meßsystem*, Universität der Bundeswehr München, Studiengang Vermessungswesen, Diss., 2000

- [Teunissen 1993] TEUNISSEN, P.J.G. *Least-Squares Estimation of the Integer GPS Ambiguities*. Invited Lecture, Section IV Theory and Methodology, IAG General Meeting, Beijing China, August 1993. 1993
- [Teunissen 1994] TEUNISSEN, P.J.G.: Integer Least-Squares Estimation of the GPS Phase Ambiguities. In: *Proceedings of international Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, University of Calgary, Banff (Canada), 30th August - 2nd Sept 1994*, University of Calgary, 1994
- [Teunissen 1995] TEUNISSEN, P.J.G.: The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: a method for fast GPS integer ambiguity estimation. In: *Journal of Geodesy*, (1995) 70:65-82 (1995)
- [Teunissen u. a. 1996a] TEUNISSEN, P.J.G. ; JONGE, P.J. de ; TIBERIUS, C.C.J.M. *Computational aspects of the LAMBDA method for GPS ambiguity resolution*. 1996a
- [Teunissen u. a. 1996b] TEUNISSEN, P.J.G. ; JONGE, P.J. de ; TIBERIUS, C.C.J.M.: The Volume of the GPS Ambiguity Search Space and its Relevance for Integer Ambiguity Resolution. In: *Proceedings of ION GPS-96, Kansas City MO:889-898*, Institute of Navigation, 1996b
- [Tiberius und de Jonge 1995] TIBERIUS, C.C.J.M. ; JONGE, P.J. de: Fast Positioning Using the LAMBDA-Method. In: *4th Int. Conf. on Differential Satellite Navigation Systems, Bergen, Norway, 24-28 April, 1995*
- [Torge 2001] TORGE, Wolfgang: *Geodesy*. third edition. de Gruyter, 2001
- [Trimble Navigation, Ltd. 1995] TRIMBLE NAVIGATION, LTD. *Series 4000 Reference*, Sunnyvale. Trimble, Ltd. 1995
- [Verhagen 2005] VERHAGEN, Sandra: *The GNSS integer ambiguities: estimation and validation*, Delft University of Technology, Delft Geodetic Computing Centre, Diss., 2005. – Published by Netherlands Geodetic Commission
- [Vollath u. a. 2001] VOLLATH, U. ; DEKING, A. ; LANDAU, H. ; PAGELS, Chr.: Long Range RTK Positioning using Virtual Reference Stations. In: *Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation - Banff, Canada, June 2001*, University of Calgary, 2001
- [Vollath u. a. 2000] VOLLATH, U. ; DEKING, A. ; LANDAU, H. ; PAGELS, Chr. ; WAGNER, B.: Multi-Base RTK Positioning using Virtual Reference Stations. In: *Proceedings of the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation - Salt Lake City, Utah, September 2000*, Institute of Navigation ION, 2000
- [Vollath u. a. 2002] VOLLATH, U. ; LANDAU, H. ; CHEN, X.: Network RTK versus Single Base RTK - Understanding the Error Characteristics. In: *Proceedings of the 15th International Technical*

- Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation - Portland, Oregon, September 2002*, Institute of Navigation ION, 2002
- [Walchko 2002] WALCHKO, Kevin: *Low Cost Inertial Navigation: Learning to integrate noise and find your way.*, University of Florida, Diplomarbeit, 2002
- [Wanninger 1993a] WANNINGER, L.: Effects of the equatorial ionosphere on GPS. In: *GPS World, July 1993, Seiten: 48-54* (1993)
- [Wanninger 1993b] WANNINGER, L.: Der Einfluß ionosphärischer Störungen auf präzise GPS-Messungen in Mitteleuropa. In: *Zeitschrift für Vermessungswesen, 118:25-36* (1993)
- [Wanninger 1995] WANNINGER, L.: Improved ambiguity resolution by regional differential modelling of the ionosphere. In: *Proceedings of the Institute of Navigation (ION) - Palm Springs, September 1995, Seiten: 55-62*, Institute of Navigation ION, 1995
- [Wanninger 1999] WANNINGER, L.: The Performance of Virtual Reference Stations in Active Geodetic GPS-Networks und Solar Maximum Conditions. In: *Proceedings of the Institute of Navigation (ION) - Nashville, 1999, Seiten: 1419-1427*, Institute of Navigation ION, 1999
- [Wanninger 2002] WANNINGER, L.: Möglichkeiten und Grenzen der relativen GPS-Antennenkalibrierung. In: *ZfV 127.Jg., Seiten: 51-58* (2002)
- [Wong 1988] WONG, Richard: *Development of a RLG Strapdown Inertial Survey System*, The University of Calgary (Alberta), Department of Surveying Engineering, Diss., 1988
- [Wübbena 1991] WÜBBENA, G.: *Zur Modellierung von GPS-Beobachtungen für die hochgenaue Positionsbestimmung*, Universität Hannover, Fachbereich Bauingenieur- und Vermessungswesen, Diss., 1991
- [Wübbena u. a. 1996] WÜBBENA, G. ; BAGGE, A. ; SEEGER, G. ; BÖDER, V. ; HANKEMEIER, P.: Reducing distance dependent errors for real-time precise DGPS applications by establishing reference station networks. In: *Proceedings of the Institute of Navigation (ION) - Kansas City, 1996, Seiten: 1845-1852*, Institute of Navigation ION, 1996
- [Wübbena und Bagge 1999] WÜBBENA, G. ; BAGGE, A.: *Neuere Entwicklungen zu GNSS-RTK für optimierte Genauigkeit, Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit: Referenzstationsnetze und Multistations-RTK-Lösungen*. Verlag Konrad Wittwer, 1999 (DVW Schriftenreihe 35/1999). – 73–92 S. – DVW-Seminar GPS-Praxis und Trends '97, 30.9.-1.10.1997, Frankfurt/M.
- [Wübbena u. a. 2001a] WÜBBENA, G. ; BAGGE, A. ; SCHMITZ, M.: Network-Based Techniques for RTK Applications. In: *Presented at the GPS Symposium, GPS JIN 2001, November 14.-16., 2001, Tokyo, Japan* Institute of Navigation, 2001a

- [Wübenna u. a. 2001b] WÜBENNA, G. ; BAGGE, A. ; SCHMITZ, M.: RTK Networks based on Geo++[®] GNSMART - Concepts, Implementation, Results. In: *Proceedings of the Institute of Navigation (ION) - Salt Lake City, 2001*, Institute of Navigation ION - Technical Meeting, 2001b

Curriculum Vitae

PERSÖNLICHE DATEN

Adrian Kipka
11.02.1975 in Cosel geboren

AUSLBILDUNG

1981-1985	Grundschule, Stockstadt / Main
1985-1987	Hauptschule, Stockstadt / Main
1987-1991	Staatliche Realschule, Aschaffenburg
1991-1994	Oberstufengymnasium Bachgauschule, Babenhausen
1994-1999	Studium der Geodäsie an der Technischen Universität Darmstadt

ARBEITSTÄTIGKEIT

1998-1999	Studentische Aushilfskraft am Institut für Physikalische Geodäsie, Technische Universität Darmstadt
1999-2005	Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Physikalische Geodäsie, Technische Universität Darmstadt
2001-2002	Entwicklungsingenieur bei der Deutschen Flugsicherung (DFS) im Bereich Communication, Navigation und Surveillance (CNS/NS)